

beamer

Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA
Engenharia Aeroespacial

**Estudo de caso: estabilidade estática e
dinâmica projeto SAE-Aerodesign Mamutes do
Cerrado 2018**

**Autor: Pedro Jorge Soares Correa 140049533
Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva**

Brasília, DF
2019



Pedro Jorge Soares Correa 140049533

Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva

Estudo de caso: estabilidade estática e dinâmica projeto SAE-Aerodesign Mamutes do Cerrado 2018/ Pedro Jorge Soares Correa 140049533

Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva. – Brasília, DF, 2019-

67 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva / Departamento de Engenharia Aeroespacial Universidade de Brasília

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB

Faculdade UnB Gama – FGA , 2019.

1. Palavra-chave01. 2. Palavra-chave02. I. Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva / Departamento de Engenharia Aeroespacial Universidade de Brasília. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Estudo de caso: estabilidade estática e dinâmica projeto SAE-Aerodesign Mamutes do Cerrado 2018

CDU 02:141:005.6

Pedro Jorge Soares Correa 140049533
Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva

Estudo de caso: estabilidade estática e dinâmica projeto SAE-Aerodesign Mamutes do Cerrado 2018

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 9 de dezembro de 2019:

**Orientador: Prof. Dr. William Reis
Silva / Departamento de Engenharia
Aeroespacial Universidade de Brasília**
Orientador

**Profa. Dra. Suélia de Siqueira
Rodrigues Fleury Rosa /
Departamento de Engenharia
Eletrônica Universidade de Brasília**
Avaliadora

**Prof. Dr. Giancarlo Santilli /
Departamento de Engenharia
Aeroespacial Universidade de Brasília**
Avaliador

**Prof. Dr. Renato Borges /
Departamento de Engenharia Elétrica
Universidade de Brasília**
Avaliador

Brasília, DF
2019

A aquele que me ensinou, enquanto viveu através do testemunho, o que não se aprende em bancos acadêmicos: caráter e humildade. *Este trabalho é dedicado a meu avô, Felipe Dias dos Santos*

Agradecimentos

Agradeço aos meus pais que me sustentaram durante o meu período acadêmico e ao Professor William Reis que me orientou e me deu a oportunidade de realizar este trabalho. E também a Deus, pois Ele é a quem realmente busco agradecer.

*“Não vos amoldeis às estruturas deste mundo,
mas transformai-vos pela renovação da mente,
a fim de distinguir qual é a vontade de Deus:
o que é bom, o que Lhe é agradável, o que é perfeito.
(Bíblia Sagrada, Romanos 12, 2)*

Resumo

Este trabalho tem por problemática a estabilidade estática e dinâmica de um aeromodelo da equipe de competição Mamutes do cerrado no ano de 2018 para a 20^o Competição SAE BRASIL AeroDesign. Para isso buscou-se estudar e aplicar a teoria da mecânica do voo. Através da revisão dos conceitos básicos, foi feita a análise da estabilidade longitudinal, lateral, direcional estática e também análise da estabilidade dinâmica longitudinal e latero-direcional. Com o auxílio dos softwares Matlab, ANSYS, XFRL5 foi possível encontrar resultados satisfatórios.

Palavras-chaves: Aeromodelo, Engenharia, Estabilidade longitudinal, Estabilidade lateral, Estabilidade direcional.

Abstract

This work has problematic the static stability and dynamics of an aeromodel of the Mamutes do Cerrado competition team in 2018 for the 20;0 Competition SAE BRAZIL AeroDesign. For this purpose it was sought to study and apply the theory of flight mechanics. Through the revision of the basic concepts, the analysis of the longitudinal, lateral, directional static stability and also analysis of the longitudinal and latero-directional dynamic stability were performed. With the help of Matlab, ANSYS, XFLR5 software, it was possible to find satisfactory results.

Key-words: Aeromodel, Engineering, Longitudinal stability, Lateral stability, Directional stability.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Configuração final do aeromodelo.	16
Figura 2 – Quatro forças principais para um voo reto e nivelado.	18
Figura 3 – Desenho da fuselagem no Catia.	19
Figura 4 – Vista Isométrica da Nacele.	20
Figura 5 – Vista superior da asa indicação das divisões.	20
Figura 6 – Vara de pescar telescópica de carbono	21
Figura 7 – Trem de pouco. Imagem retirada de (LUCENA, 2018).	22
Figura 8 – Profundor. Retirado de (LUCENA, 2018).	23
Figura 9 – Definição dos eixos da aeronave	24
Figura 10 – Cálculo do CG da aeronave	26
Figura 11 – Cálculo do CG da aeronave	27
Figura 12 – Curva C_m versus α	29
Figura 13 – Contribuição da asa para a estabilidade estática longitudinal	29
Figura 14 – Estabilidade longitudinal estática da aeronave completa	32
Figura 15 – Coeficiente angular do Ponto Neutro	32
Figura 16 – Ângulo de Diédrico.	35
Figura 17 – Voo simétrico estacionário (SILVA, 2016).	36
Figura 18 – Equação longitudinal (ETKIN; REID, 1959).	38
Figura 19 – Derivativas longitudinais (NELSON et al., 1998).	39
Figura 20 – <i>Short Period</i>	40
Figura 21 – Expressão matricial para o modo <i>phugoid</i>	40
Figura 22 – Equação Matricial Latero-Direcional(ETKIN; REID, 1959).	42
Figura 23 – Derivativas Latero-Direcional (NELSON et al., 1998).	42
Figura 24 – Movimento de Rolagem, Figura adaptada (COOK, 2012).	43
Figura 25 – Modo Espiral, Figura adaptada (COOK, 2012).	44
Figura 26 – Equação característica modo <i>Dutch roll</i> (SILVA, 2016).	45
Figura 27 – Modo de oscilação <i>Dutch roll</i> , adaptado (COOK, 2012).	46
Figura 28 – Fluxograma de trabalho Estabilidade Estática.	47
Figura 29 – Imagem ilustrativa do software XFLR5.	49
Figura 30 – Fluxograma de trabalho Estabilidade Dinâmica.	50
Figura 31 – Forças e momentos atuantes na aeronave.	52
Figura 32 – Trimagem longitudinal da Aeronave	53
Figura 33 – Deflexão do profundor pela trimagem	53
Figura 34 – Gráfico C_{nCG} pelo β	53
Figura 35 – Dimensões da empenagem vertical.	55

Figura 36 – Condições de contorno da Empenagem Vertical.	56
Figura 37 – Condições de contorno da Empenagem Vertical.	56
Figura 38 – Grupo Cauda	57

Lista de abreviaturas e siglas

AR Razão de aspecto.

CG Centro de Gravidade

Lista de símbolos

- C_l Coeficiente de sustentação.
- C_{L*AREA} Coeficiente de sustentação por área.
- $C_{L\beta}$ Coeficiente de momento de rolagem em função do ângulo de derrapagem.
- C_{m0} Coeficiente de arfagem com ângulo de ataque zero.
- $C_{m\alpha}$ Coeficiente de arfagem em função do ângulo de ataque.
- $C_{n\beta}$ Coeficiente de rolagem em função do ângulo de derrapagem.
- C_n Coeficiente de rolagem.
- S_H Área da empenagem horizontal.
- S_V Área da empenagem vertical.
- V_H Volume de cauda horizontal.
- V_V Volume de cauda vertical.
- X_{CAh} Posição do CA da empenagem horizontal no eixo x em relação ao CA da asa.
- X_{CAv} Posição do CA da empenagem vertical no eixo x em relação ao CA da asa.
- Y_A Posição de início do aileron em relação a raiz da asa.
- Z_{CAh} Posição do CA da empenagem horizontal no eixo z em relação ao CA da asa.
- Z_{CAv} Posição do CA da empenagem vertical no eixo z em relação ao CA da asa.
- α Ângulo de ataque.
- β Ângulo de derrapagem.
- δ_h Ângulo de deflexão do profundor.
- b_H Envergadura da empenagem horizontal.
- b_V Envergadura da empenagem vertical.
- b_A Envergadura do aileron.
- c_A Corda do aileron.
- c_{root} Corda na raiz.
- c_{tip} Corda na ponta.
- v_{cruz} Velocidade de cruzeiro..
- v_{max} Velocidade máxima..
- v_{stall} Velocidade de estol..

Sumário

1	INTRODUÇÃO	15
	Introdução	15
1.1	Objetivos	16
1.2	Justificativa	16
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	18
	Revisão Bibliográfica	18
2.1	Conceitos Básicos	18
2.1.1	Aeromodelo	19
2.1.2	Fuselagem	19
2.1.3	Motor	19
2.1.4	Asa	20
2.1.5	Cauda	21
2.1.6	Flap	21
2.1.7	Trem de Pouso	22
2.1.8	Estabilizador	22
2.1.9	Profundor	22
2.2	Princípios de Estabilidade	23
2.2.1	Estabilidade	23
2.2.1.1	Definição de Estabilidade Estática	24
2.2.1.2	Definição de Estabilidade Dinâmica	25
2.3	Centro de Gravidade (CG)	25
2.4	Momentos	26
2.5	Ângulo de ataque e Ângulo de ataque absoluto	27
2.6	Estabilidade estática	28
2.6.1	Estabilidade estática longitudinal	28
2.6.2	Relação entre a asa e o momento em torno do centro de gravidade	29
2.6.3	Relação entre o estabilizador horizontal e o momento em torno do centro de gravidade	30
2.6.4	Ponto Neutro e Margem Estática	31
2.6.5	Controle longitudinal estático	33
2.6.6	Estabilidade estática direcional	34
2.6.7	Estabilidade estática lateral	34
2.7	Estabilidade Dinâmica	35

2.7.1	Estabilidade Longitudinal	35
2.7.1.1	Equações do Movimento	36
2.7.1.2	Equação Matricial Longitudinal	38
2.7.1.3	Modos Longitudinais	39
2.7.1.4	<i>Short Period</i>	39
2.7.1.5	Modo de <i>Pughoid</i>	40
2.7.2	Estabilidade Dinâmica Latero-direcional	41
2.7.2.1	Equação Matricial Latero-Direcional	41
2.7.2.2	Rolamento	42
2.7.2.3	Espiral	43
2.7.2.4	<i>Dutch Roll</i>	44
3	METODOLOGIA	47
	Metodologia	47
4	RESULTADOS	51
	Resultados	51
4.1	Parâmetros das Superfícies de controle	51
4.2	Resultado da estabilidade estática	51
4.2.1	Estabilidade Longitudinal Estática	52
4.2.2	Estabilidade Lateral e Direcional Estática	52
4.3	Estabilidade Dinâmica	54
4.4	Empenagem Vertical	55
4.5	Empenagem Vertical	55
5	CONCLUSÃO	58
	Conclusão	58
6	SOBRE O AUTOR	59
	Sobre o Autor	59
6.1	Projeto de Iniciação Científica	59
6.2	Prêmios	59
	REFERÊNCIAS	60
	APÊNDICES	62
	APÊNDICE A – CÓDIGOS PARA A ESTABILIDADE ESTÁTICA	63

A.1	Gráfico α_dTrim	63
A.2	Profundor	63
A.3	Estabilidade Longitudinal	64
A.4	Controle Lateral	64
A.5	Deflexão do profundor pela trimagem	65
	APÊNDICE B – CÓDIGOS DA ESTABILIDADE DINÂMICA . . .	66
B.1	Estabilidade Dinâmica Longitudinal Velocidade de stall	66
B.2	Estabilidade Dinâmica velocidade de Cruzeiro	66
B.3	Estabilidade Dinâmica latero-direcional Velocidade de Cruzeiro . . .	67

1 Introdução

No ano de 2018 a equipe de competição Mamutes do Cerrado (MMC) participou da vigésima competição SAE BRASIL AeroDesign, competição voltada para alunos de engenharia relacionada aos conhecimentos de Engenharia Aeronáutica. A equipe Mamutes do Cerrado envia seus relatórios desde de 2016 para a SAE. A equipe é composta por sete subgrupos.

Cada um desses subgrupos tem as suas responsabilidades fundamentais. A equipe de plantas fica responsável pelo desenho de peças e da aeronave no CATIA. Estruturas e Teste ficam responsáveis pela escolha do material, pelos cálculos estruturais e pelas análises experimentais que envolvem a aeromodelo. Estabilidade e Controle fazem a análise da estabilidade estática e dinâmica.

Ainda tem o grupo de Eletrônica que faz o dimensionamento da bateria, diagrama elétrico e análise do motor, a equipe de Desempenho fica responsável pelos estudos que envolvem a relação entre potência dos motores e peso da aeronave. Cargas e Aeroelasticidade faz a pesquisas relacionadas as cargas que a aeronave está sujeita e também pelos efeitos aeroelásticos. E por fim o grupo de Aerodinâmica que fazem as análises aerodinâmicas, distribuição da sustentação, escolha dos perfis.

Como pode ser observado dentro dessa breve descrição do que a equipe desenvolve pode-se perceber a importância de uma equipe como essa para o curso de Engenharia Aeroespacial. Todas essas áreas apresentadas proporciona a seus integrantes a possibilidade de vivenciar não apenas uma experiência prática das teorias vistas em sala de aula, mas também o universo do trabalho em equipe.

Esse trabalho de conclusão de curso está voltado para o trabalho de Estabilidade e Controle que foi desenvolvido em 2018. A missão dessa aeronave era percorrer um trajeto oval, levando a maior carga paga possível e em um determinado momento do voo ejetar a carga paga e por último pousar em segurança.

A Figura 1 representa a configuração final da aeronave após a junção de todas as áreas. O aeromodelo é movido por hélices através de uma propulsão elétrica, seu peso sem a carga é de 3,5kg e com a carga seu peso é de 12,5kg. Foi estabelecido que as condições de voo reto e nivelado, corda média de 0.29 metros, envergadura de 1.5 metros e velocidade de Cruzeiro de 20 m/s.



Figura 1 – Configuração final do aeromodelo.

1.1 Objetivos

O objetivo desse trabalho é estudar os métodos utilizados para a determinação da estabilidade estática e dinâmica do aeromodelo desenvolvido pela equipe de competição Mamutes do cerrado no ano de 2018 para a 20^o Competição SAE BRASIL AeroDesign.

Para que esse objetivo seja atingido algumas etapas precisam ser observadas:

- Revisão teórica relacionada a estabilidade e controle de um aeromodelo da classe micro, que são aeromodelos movidos a bateria.
- Análise dos dados que foram fornecidos por outros subgrupos.
- Análise da metodologia para os cálculos da estabilidade estática e dinâmica.

1.2 Justificativa

Dentro do curso de engenharia aeroespacial a equipe de competição Mamutes do Cerrado é uma das equipes que proporciona aos estudantes a possibilidade de aplicar a teoria vista na sala de aula na prática. Porém, a área de estabilidade e controle é um campo de estudo bastante vasto e nem tudo o que é desenvolvido na equipe de competição é trabalhado em sala de aula.

E a proposta desse trabalho é ser um norteador para os próximos trabalhos a serem desenvolvidos pela equipe de competição. E para isso é necessário um estudo mais aprofundado da teoria de estabilidade estática e dinâmica.

Ter o conhecimento prévio de como a aeronave vai se comportar em voo é de extrema importância para a competição pois é através dessa análise que prevê se o voo

será seguro ou não. E nesse caso ainda existe duas situações diferentes durante o voo que é a da aeronave com a carga paga e o momento pós o alijamento da carga paga.

A base do projeto de estabilidade está nos cálculos estáticos e dinâmicos do aeromodelo, tentando ao máximo simular as condições de voo que podem existir. A empenagem é o principal estabilizador do avião e tem suas primeiras dimensões também definidas.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Conceitos Básicos

Já no livro Fundamentos da engenharia Aeronáutica avião é definido como uma aeronave com densidade maior que a densidade do ar movida por propulsão mecânica. (JR, 2015)

Para que uma aeronave se mantenha em voo no ar é necessário a existência uma força de sustentação (*lift*) em direção oposta ao peso da aeronave, considerando um voo de forma estável e nivelado. As quatro forças básicas, considerando a situação mais simples de estudo, que atuam na aeronave durante o voo são: empuxo, arrasto, sustentação e peso (BORDIGNON, 2015), desconsiderando as forças laterais.

Mas nem sempre essa condição é encontrada e segundo RH Barnard em seu livro *Aircraft Flight* a definição mais generalizada para para a força de sustentação é a força que faz um ângulo de 90^0 (BARNARD; PHILPOTT, 2010).

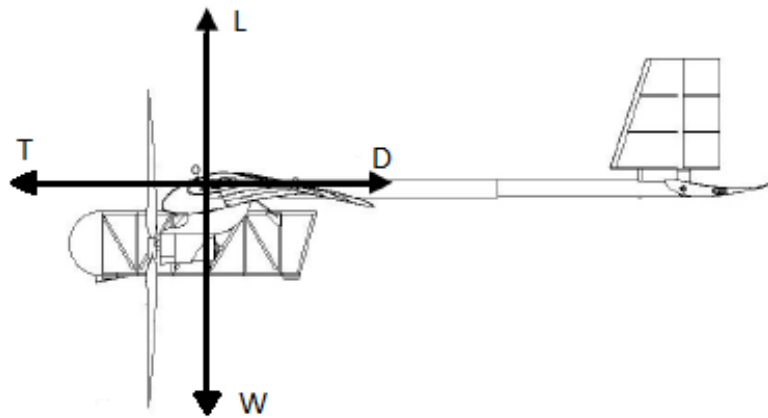


Figura 2 – Quatro forças principais para um voo reto e nivelado.

A força de impulso é a força produzida pela propulsão mecânica. A aeronave quando acelerada pelo conjunto moto-propulsor vence a força de arrasto (TORENBEEK, 2013), que é a força que age no sentido do escoamento do fluido e é contrária ao movimento tanto do avião quando do aeromodelo. O peso é a força exercida sobre um corpo pela atração gravitacional da Terra, cujo valor é dado pelo produto da massa do corpo pela magnitude da aceleração da gravidade.

2.1.1 Aeromodelo

O projeto estrutural de um aeromodelo é semelhante ao de uma aeronave possuindo os mesmos componentes principais de um avião. Ou seja, possuem: fuselagem, conjunto moto-propulsor, flape, aileron, asa, trem de pouso, profundor, estabilizador vertical e horizontal, leme.

2.1.2 Fuselagem

Nessa estrutura foi visado um compartimento simples e com única função de comportar a carga levada pela aeronave, assim visto que teriam poucos esforços na fuselagem foi projetada uma estrutura bem leve feita de palitos de bambu de reflorestamento.

Assim, foi desenhado um treliçado e realizado uma simulação utilizando a plataforma APDL do ANSYS, para o aeromodelo. Na Figura 3 é o desenho de como ficou a fuselagem, os suportes azuis e verdes foram feitos de plásticos em impressora 3D.

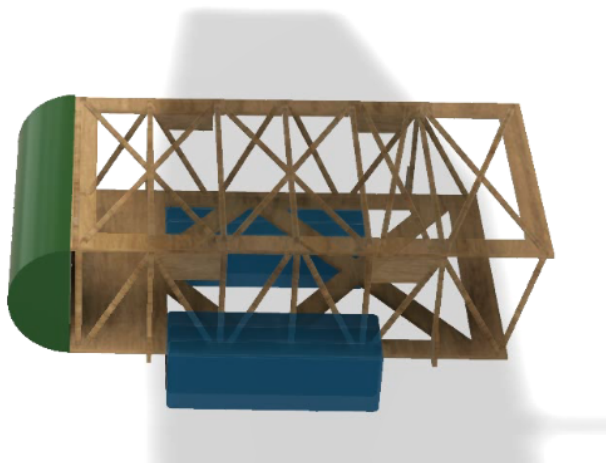


Figura 3 – Desenho da fuselagem no Catia.

2.1.3 Motor

Para uma melhor adEquação e alinhamento do ponto de tração dos motores com a linha do centro de gravidade, visando reduzir o momento em torno do eixo de Pitch, foi desenvolvida uma Nacele, a qual tem por objetivo principal deslocar o eixo do motor 7cm abaixo da linha de corda da asa.

Dessa forma, as condições de contorno em MEF foi considerado o empuxo de 35,52201 N e Momento de 0,91252 N.m no centro do eixo do motor e um apoio de terceiro gênero no pino de ligação entre a nacele e a asa,

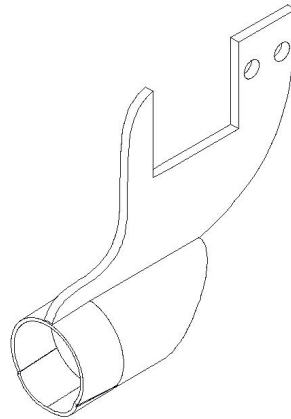


Figura 4 – Vista Isométrica da Nacele.

2.1.4 Asa

Responsável pela sustentação aerodinâmica, é um instrumento mecânico. O seu formato é responsável pela produção de sustentação. As superfícies de controle como o *flap*, *aileron*, *slat* e *spoiler* estão localizados na asa. Existem vários tipos de asas: asa reta, trapezoidal, elíptica, entre outras (NASCIMENTO; SANTOS; NIGRI, 2006).

De acordo com os requisitos de projeto no qual a aeronave deve caber em uma caixa de 0,3 m, o componente estrutural da asa deve ser dividido em cinco partes de 300 mm, totalizando 1.5 m de envergadura, como pode ser visto na Figura 5.

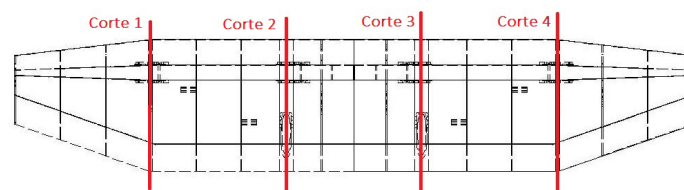


Figura 5 – Vista superior da asa indicação das divisões.

Com as informações acima, do perfil MMT22 para aerofólio e da posição do centro aerodinâmico à, aproximadamente, $1/4$ da corda determinou-se o posicionamento da longarina em relação a corda. No intuito de reduzir a massa da longarina, optou-se pelo

perfil retangular vazado, onde a rigidez do componente pode ser ajustado com o tipo de material mantendo o mesmo momento de inércia.

Tal componente estrutural é um dos mais importantes no presente projeto, desta forma buscou se materiais com resistência estrutural alta. A equipe recebeu doação de fibra de carbono e acesso a máquina de trefilação para a concepção da longarina, deixando o custo de produção e erro na construção extremamente minimizadas.

2.1.5 Cauda

O componente estrutural da cauda foi denominado de boom, onde foi determinado que a aeronave teria duas caudas tendo as características de um *twin boom*, tal configuração facilita o desprendimento do paraquedas evitando o risco de prender nas empenagens. Para o encaixe no volume especificado no regulamento, optou-se por um boom retrátil. Desta forma, a opção mais barata e viável de construção deste componente foi baseada nas varas de pescar telescópicas de carbono como descrita na Figura 6.

De acordo com as condições de projeto onde o braço de cauda deve ser de 0,6 m, o componente estrutural boom tem um comprimento de 0,7 m onde foi contabilizado também os espaços para as junção com a asa e as empenagens. Com o reaproveitamento das varas de carbono, o tubo exterior no qual vai encobrir o segundo segmento tem raio externo de 11,42 mm e o tubo interior tem raio de 10,18 mm,



Figura 6 – Vara de pescar telescópica de carbono .

2.1.6 Flap

São superfícies localizadas no bordo de fuga da asas hypersustentadoras podendo ser articulados ou não. Possuem a função de aumentar a sustentação e o arrasto na asa, com isso a velocidade de estol é alterada. Normalmente são utilizados para o pouso e a decolagem da aeronave.

2.1.7 Trem de Pouso

Também conhecido como trem de aterrissagem é um dos principais componentes de uma aeronave. Devendo suportar o peso da aeronave, e como o próprio nome diz é utilizado durante o pouso e a decolagem.

Para a estrutura de trem de pouso foi necessário cautela para projetar pelo fato da aeronave estar levando uma carga muito elevada comparada ao seu peso. Assim uma das preocupações foi selecionar um material resistente trazendo mais segurança para o projeto, com isso foi selecionado o alumínio 6061-T6. Também foi pensado em um sistema de amortecimento com molas para ajudar a aeronave no momento do pouso.

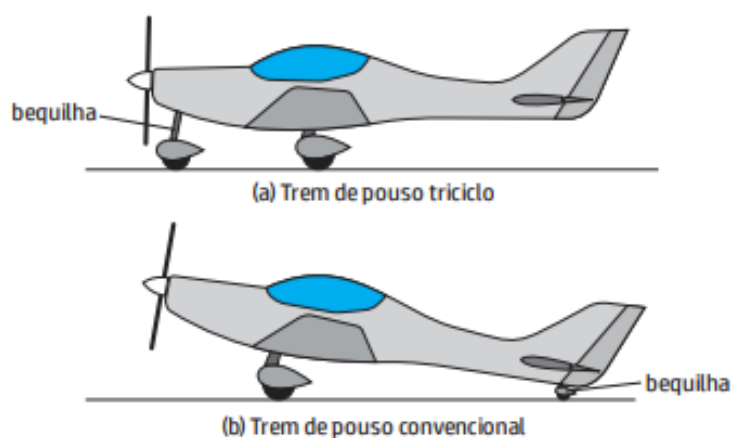


Figura 7 – Trem de pouso. Imagem retirada de (LUCENA, 2018).

2.1.8 Estabilizador

Os estabilizadores básicos de uma aeronave são os estabilizadores verticais e horizontais localizados na cauda da aeronave. São partes moveis e são responsáveis por controlar a estabilidade longitudinal e direcional. O estabilizador vertical através do leme de direção controla o movimento da aeronave para a direita e para a esquerda já o estabilizador horizontal controla o movimento de subida e descida (PASSOS; CAVALCANTI; OLIVEIRA, 2014).

2.1.9 Profundor

Também conhecido como leme de profundidade, está localizado no estabilizador horizontal o profundor é móvel. E seu movimento é responsável por subir ou descer o nariz do avião, com isso o ângulo de ataque da aeronave aumenta ou diminui.

Na Figura anterior vemos representado o estabilizador vertical e horizontal de uma aeronave.

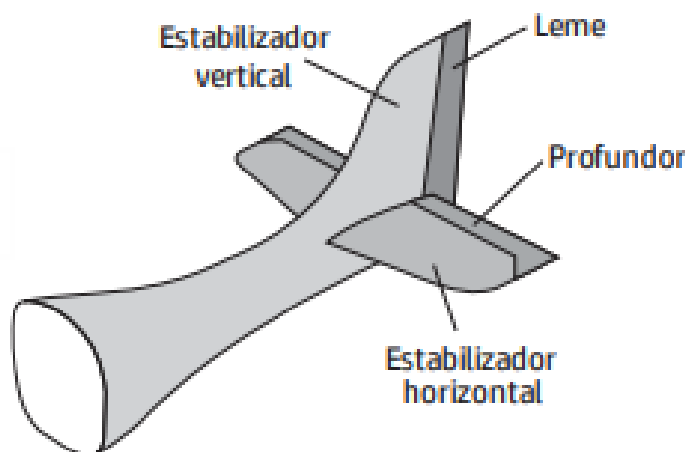


Figura 8 – Profundor. Retirado de (LUCENA, 2018).

2.2 Princípios de Estabilidade

O controle e a estabilidade de uma aeronave, estão relacionados com os momentos que são gerados em torno do centro de gravidade (ponto no qual pode ser considerado a atuação da força de gravidade atua efetivamente-CG), e em consequência é gerado o movimento rotacional.

Em um aeronave temos três movimentos básicos em torno dos eixos da aeronave, que tem como centro o CG. O primeiro é o movimento rotacional que ocorre em torno do eixo X, chamado de rolamento (*Roll*). O segundo movimento rotacional em torno do eixo y chamado de arfagem (*Pich*). E o terceiro movimento é o movimento rotacional em torno do eixo z chamado de guinada (*Yaw*).

Para o controle dos movimentos em tornos desse eixos temos os controladores básicos: *ailerons*, profundor e leme direcional. Essas superfícies de controle já foram definidas anteriormente.

2.2.1 Estabilidade

A estabilidade e controle de uma aeronave é basicamente dividida em dois grandes blocos. A estabilidade estática e dinâmica; e o controle estático e dinâmico(ANDERSON, 1999).

Talvez seja um dos estudos abordados nos projetos de aeronaves mais profundo e denso pois envolve equações algébricas complexas e é comum a utilização de softwares para auxiliar no projeto.

Este capítulo consiste de uma abordagem teórica que tem como objetivo tentar

decifrar esse tema complexo de estabilidade estática. E com isso são abordados conceitos fundamentais da estabilidade.

A imagem abaixo ilustra os eixos coordenados ortogonais xyz de um aeronave, onde a origem (0,0,0) é fixa no seu centro de gravidade (CG). A rotação em torno do eixo x é de rolamento, em torno do eixo y arfagem e em torno do eixo z é chamado de guinada.

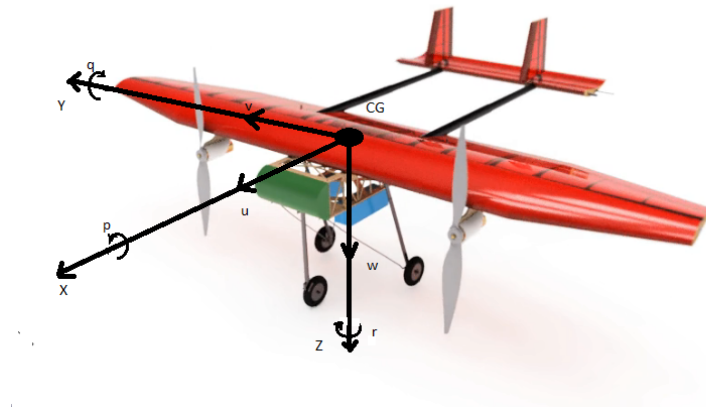


Figura 9 – Definição dos eixos da aeronave .

2.2.1.1 Definição de Estabilidade Estática

A estabilidade estática de um sistema pode ocorrer de três modos: sistema estaticamente estável, sistema estaticamente instável e sistema estaticamente neutro. É a tendência do corpo voltar a sua posição de equilíbrio após ser perturbado.

Para um sistema estaticamente estável, temos a seguinte definição:

Se as forças e os momentos sobre o corpo causados perturbação tendem inicialmente a levar o corpo de volta a sua posição de equilíbrio, o corpo está estaticamente estável. O corpo tem estabilidade estática positiva (JR, 2015).

O sistema estaticamente instável é definido da seguinte forma:

Se as forças e os momentos são tais que o corpo continua a se afastar de sua posição de equilíbrio após ser perturbado, o corpo está estaticamente instável. O corpo tem estabilidade estática negativa (JR, 2015).

Estabilidade estática neutra é quando os momentos que atuam sobre o corpo são zero e com isso ele se encontra em equilíbrio, e quando perturbada não sofre alteração no seu estado inicial.

A estabilidade estática na aeronáutica pois quando o avião é perturbado seja pelos comandos ou não espera-se que ela volte para a sua posição de equilíbrio. Quando o avião é muito estável a aeronave demora a responder ao comando do piloto, e quando a aeronave é projetada para responder rapidamente aos comandos do piloto possui uma estabilidade menor, por exemplo aviões acrobáticos.

2.2.1.2 Definição de Estabilidade Dinâmica

É importante perceber que a estabilidade dinâmica está relacionada com o comportamento temporal da aeronave depois que sua estabilidade estática sofre uma perturbação. E nesse caso encontramos três comportamentos dinâmicos possíveis: estável, instável e neutro.

Um corpo é dinamicamente estável se, por conta própria, ele acaba voltando a sua posição de equilíbrio e permanece nela com o passar do tempo.

Um corpo dinamicamente estável pode retornar a posição de equilíbrio de duas formas. Com oscilações amortecidas, nessa situação a oscilação em torno do centro de gravidade tem suas amplitudes reduzidas até entrar em equilíbrio. Já quando o corpo volta para a posição de equilíbrio sem desvios e monotonicamente temos um sistema superamortecido.

O comportamento dinâmico instável ocorre de forma oposta ao da estabilidade dinâmica estável com sistema amortecido, pois no sistema instável encontramos uma amplitude de oscilação que não reduz fazendo o sistema divergir. O comportamento dinâmico neutro é quando o avião após sofrer uma perturbação, que o o retira de sua posição de estabilidade, tem sua oscilações com amplitudes constantes. Um corpo dinamicamente estável sempre será estaticamente estável, mas o contrário não é verdadeiro sempre.

2.3 Centro de Gravidade (CG)

A análise da estabilidade de uma aeronave passa pela determinação do seu centro de gravidade e a faixa de estabilidade que o centro de gravidade poderá variar.

O centro de gravidade (CG), de uma aeronave é definido pelas condições de balanceamento de momentos do nariz e da cauda da aeronave. A posição do CG é relacionada aos momentos gerados em torno de CG e as forças geradas pela massa das diferentes partes da aeronave. (RODRIGUES, 2009)

$$x_{CG} = \frac{\sum Wd}{\sum W} \quad (2.1)$$

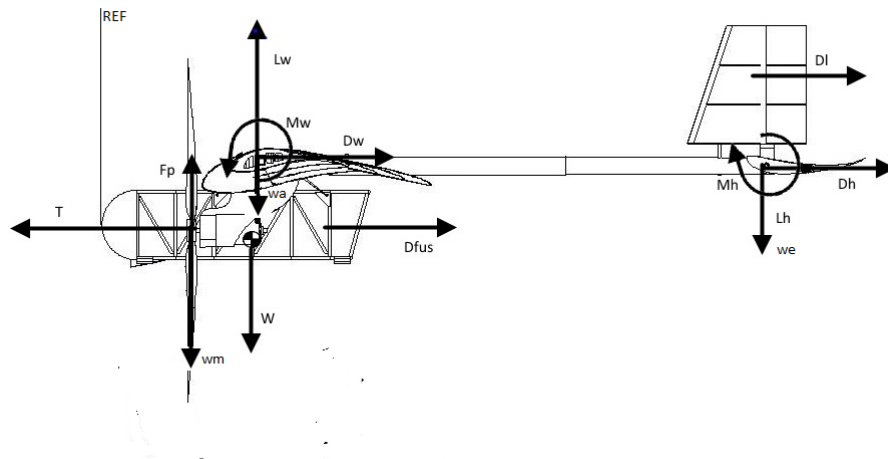


Figura 10 – Cálculo do CG da aeronave .

A Equação 2.1 mostra a fórmula para se calcular a posição do centro de gravidade de um aeromodelo. Ou seja, a posição do CG é dado pelo somatório dos momentos (Wd) devido ao peso (W) de cada elemento estrutural, dado a um alinhamento de referência, dividido pelo somatório dos pesos desses elementos. Essa Figura 10 é uma ilustração de algumas forças que podem atuar em uma aeronave.

2.4 Momentos

Além das quatro forças básicas que atuam em uma aeronave, que foram descritas anteriormente, a distribuição de pressão e de tensão de cisalhamento fazem com que apareça um momento que tende a fazer com que a asa da aeronave rotacione. E para um projeto de aeromodelo é interessante observar como as forças aerodinâmicas variam com relação ao ângulo de ataque, mas não será abordado nesse trabalho, pois está mais relacionado com o projeto aerodinâmico do aeromodelo do que com o projeto de estabilidade e controle (JR, 2015).

O centro aerodinâmico (CA) é o ponto no aerofólio no qual os momentos não alteram com o ângulo de ataque. Para voos de baixa velocidade, que é o caso dos aeromodelos, espera-se que o centro aerodinâmico seja próximo a um quarto da corda. Em alguns casos recomenda-se escolher o centro de referência, ponto $(0,0,0)$, no centro aerodinâmico. Pois devido ao alijamento de carga o CG pode variar.

Entender que os momentos em torno do centro aerodinâmico e seu comportamento são importantes para se estudar a estabilidade e o controle de uma aeronave. Pois o momento em torno do centro de gravidade de um avião é influenciado por esse momento e também pela sustentação na asa e da cauda, pelo arrasto na asa, pelo empuxo e outras forças aerodinâmicas que também atuam no aeromodelo.

Quando se trata de arfagem teoricamente sabemos que um avião se encontra no seu equilíbrio quando o momento em torno do centro de gravidade é zero.

Para fazer os cálculos das forças e dos momentos atuantes na aeronave em torno do centro de gravidade basta utilizar a seguinte fórmula:

$$M_{CG} = \sum F.d \quad (2.2)$$

Momentos em sentidos horários são considerados negativos e momentos em sentido anti-horários são positivos. É comum se trabalhar com coeficientes adimensionais. Uma outra Equação importante é a do coeficiente de momento entorno do centro de gravidade ($C_{M,CG}$), dada por:

$$C_{M,CG} = \frac{M_{CG}}{q_{\alpha} S c} \quad (2.3)$$

Quando M_{CG} for igual a zero é que a aeronave está em equilíbrio.

2.5 Ângulo de ataque e Ângulo de ataque absoluto

O ângulo de ataque geométrico é formado entre a corda e o vento relativo de corrente. A variação desse ângulo pode ajudar na sustentação da aeronave ou diminuir a sustentação. É importante notar que existe um um ângulo de ataque onde não se gera sustentação que teoricamente é conhecido como ângulo de ataque zero. Já quando se soma o ângulo de ataque com o ângulo de ataque zero temos o ângulo de ataque absoluto (JR, 2015).

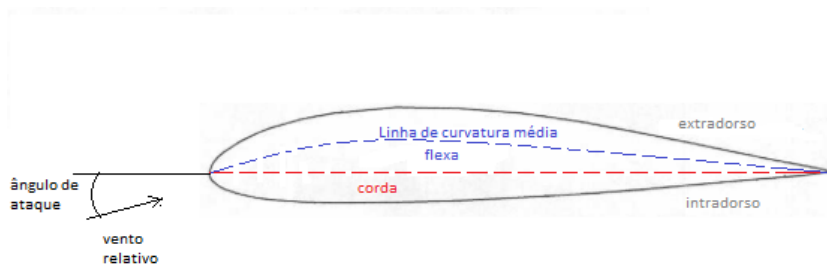


Figura 11 – Cálculo do CG da aeronave .

Isso é importante pois quando o ângulo de ataque absoluto é zero a sustentação é zero e com isso o gráfico do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque tem seu

início começando da origem. E em algumas teorias é mais utilizado nos cálculos o ângulo de ataque absoluto no lugar do ângulo de ataque. Com isso é importante conhecer essa diferença.

2.6 Estabilidade estática

No estudo da estabilidade estática temos a estabilidade estática longitudinal, e em um projeto de uma aeronave é necessário conhecer o comportamento estático e controle estático. Nesta parte será apresentado alguns conceitos e fórmulas para o cálculo relacionados a estabilidade estática longitudinais, direcional e lateral.

2.6.1 Estabilidade estática longitudinal

A estabilidade estática longitudinal está relacionada com o movimento de arfagem do avião. Nesse caso é importante conhecer como se comporta o momento em torno do centro de gravidade e com relação ao ângulo de ataque, através da Equação (2.3), já apresentada.

Conhecendo o comportamento gráfico do coeficiente de momento em torno do centro de gravidade, é possível construir um gráfico que relaciona esse coeficiente com o ângulo de ataque absoluto. Nesse gráfico é esperado um comportamento praticamente linear decrescente, com coeficiente de momento em torno do centro de massa positivo, quando o ângulo de ataque absoluto for zero. Nesse gráfico é possível encontrar o ângulo onde o momento em torno do centro de gravidade é igual a zero, ângulo de ataque de equilíbrio.

Esse comportamento gráfico descrito anteriormente serve para caracterizar um avião que esteja estaticamente estável. Com isso após sofrer alguma perturbação, que o retire de sua posição de equilíbrio, tenderá a retornar para a posição de compensação (RODRIGUES, 2009).

Para um comportamento estaticamente instável o gráfico que relaciona coeficiente de momento em torno do centro de gravidade com o ângulo de ataque absoluto será o oposto do anterior. Continuará tendo um comportamento praticamente linear, porém será crescente e com coeficiente de momento em torno do centro de massa negativo, quando o ângulo de ataque absoluto for zero. Pois, ao ser perturbado tende a se afastar ainda mais da posição de equilíbrio.

$$\frac{dC_{M,CG}}{d_{\alpha}} < 0 \quad (2.4)$$

Graficamente temos:

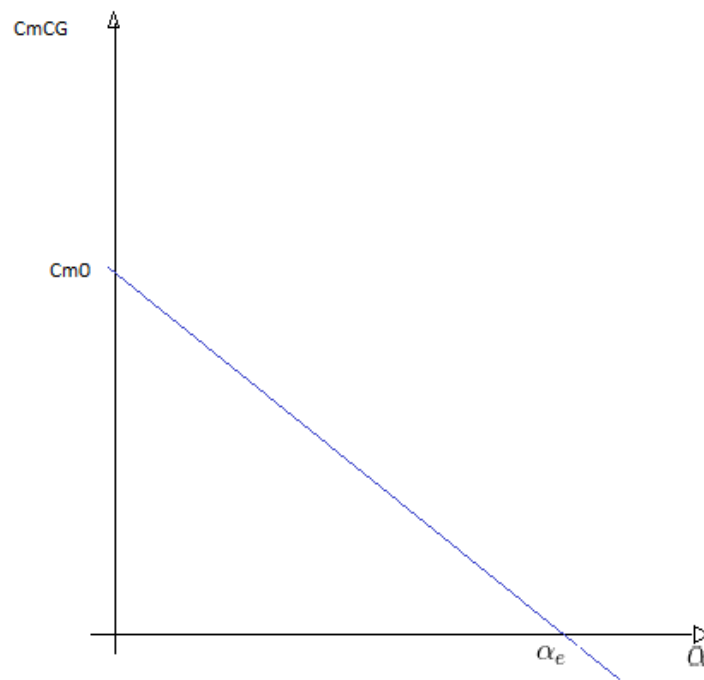


Figura 12 – Curva C_m versus α .

As principais partes que contribuem na estabilidade longitudinal é a asa, fuselagem e a superfície horizontal da empenagem. Em relação a contribuição da asa temos que calcular os momentos devido às forças que nela atuam. Para isso são considerados o arrasto e as forças de sustentação.

2.6.2 Relação entre a asa e o momento em torno do centro de gravidade

Um dos cálculos feitos na estabilidade estática longitudinal é a contribuição do momentos que são gerados ao redor do centro de gravidade.

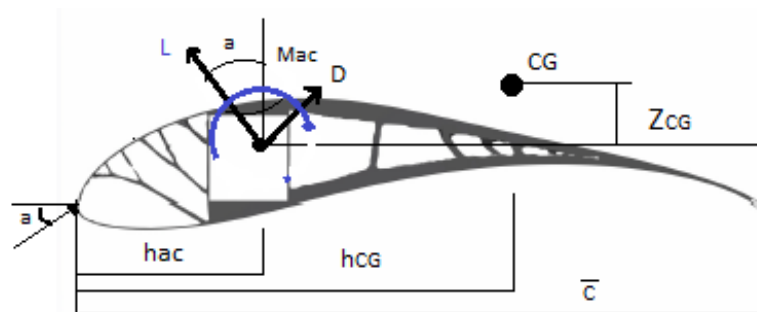


Figura 13 – Contribuição da asa para a estabilidade estática longitudinal .

Nessa Figura anterior temos um diagrama de forças simplificado mostrando as

distancias das forças ao CG, também o ângulo α_w na qual as forças, arrasto D e sustentação L, atuam no perfil de asa. De modo simplificado temos a seguinte Equação:

$$M_{CG_w} = M_{ac} + L \cdot \cos\alpha_w (h_{CG} - h_{ac}) + L \cdot \sin\alpha_w (h_{CG} - h_{ac}) - D \cdot \cos\alpha_w \cdot Z_{CG} \quad (2.5)$$

Onde M_{CG_w} o momento entorno do centro de gravidade, M_{ac} é o momento entorno do centro aerodinâmico. E por fim temos a Equação (2.6):

$$C_{M_{CG_w}} = C_{M_{ac}} + (C_{L0} \left(\frac{h_{CG}}{c} - \frac{h_{ac}}{c} \right)) \quad (2.6)$$

A necessidade de se construir um estabilizador na posição horizontal, pois a grande parte dos aerofólios convencionais possuem um coeficiente de momento em torno do centro de massa negativo, quando o ângulo de ataque absoluto for zero. E com isso é necessário que se construa uma cauda horizontal para compensar esse desequilíbrio que já vem do perfil de asa escolhido.

2.6.3 Relação entre o estabilizador horizontal e o momento em torno do centro de gravidade

Já a contribuição da parte horizontal da empenagem será apenas analisado no caso mais simples. Existem dois efeitos que mais atuam na aerodinâmica da empenagem:

I-Devido ao escoamento induzido na asa, o vento relativo que atua na superfície horizontal da empenagem não possui a mesma direção do vento relativo que atua na asa.

II-Devido ao atrito de superfície e ao arrasto de pressão atuantes sobre a asa, o escoamento que atinge a empenagem possui uma velocidade menor que o escoamento que atua sobre a asa e, portanto, a pressão dinâmica na empenagem é menor que a pressão dinâmica atuante na asa (RODRIGUES, 2009).

Considerando o estabilizador horizontal recebendo o fluxo de ar vindo da asa temos algumas interferências aerodinâmicas. Por exemplo: o fluxo de ar chega desacelerado, o vento relativo é diferente do que é visto pela asa, e possui uma pressão dinâmica inferior quando comparada com a da asa.

Em (RODRIGUES, 2009), podemos encontrar as seguintes formulações matemáticas.

$$M_{CG_t} = l_t L_t. \quad (2.7)$$

O coeficiente de sustentação do estabilizador horizontal é dado por:

$$C_{L,t} = \frac{L_t}{(q_\infty S_t)}, \quad (2.8)$$

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2. \quad (2.9)$$

A contribuição total da cauda, em termos do ângulo de ataque, para o momento em torno do centro de gravidade do avião é dado por:

$$C_{M,CG_t} = -V_H C_{L,t} \quad (2.10)$$

$$C_{M,CG_t} = -a_t V_H \alpha_{wb} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) + a_t V_H (\epsilon_{0+i_t}). \quad (2.11)$$

A junção da contribuição do momento gerado pela asa e pela calda é dado pela seguinte Equação:

$$C_{M,CG} = C_{M,ac_{wb}} + a \alpha_a [h - h_{ac_{wb}} - V_H \left(\frac{a_t}{a}\right) \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)] + a_t V_H (\epsilon_{0+i_t}). \quad (2.12)$$

Fazendo e a diferenciação da Equação (2.12) com relação a α_a , temos:

$$\frac{\partial C_{M,CG}}{\partial \alpha_a} = a [h - h_{ac_{wb}} - V_H \left(\frac{a_t}{a}\right) \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)]. \quad (2.13)$$

Se a inclinação da curva do coeficiente de momento for negativa, como foi explicado anteriormente temos um modelo estaticamente estável. Mas para descobrir se a aeronave é equilibrada longitudinalmente é preciso avaliar se o α_e é razoável.

Assim, o estabilizador horizontal contribui diretamente para a estabilidade do avião. A escolha correta do volume de cauda e o coeficiente angular, com isso a os valores durante o projeto são ajustados para que a estabilidade seja atingida.

O ângulo de trimagem é o ângulo responsável pela condição de equilíbrio estático da aeronave. Esse ângulo está relacionado ao controle da aeronave. A Figura 13 representa esse ângulo de trimagem que é o ângulo quando a curva do $C_{m\alpha}$ encontra o eixo do ângulo de ataque.

2.6.4 Ponto Neutro e Margem Estática

O estudo do ponto neutro é feito como outra forma de avaliar a estabilidade da aeronave. A posição do centro de gravidade, segundo a teoria de construção de aeromodelos, deve estar a frente do ponto neutro quando se deseja ter a estabilidade estática

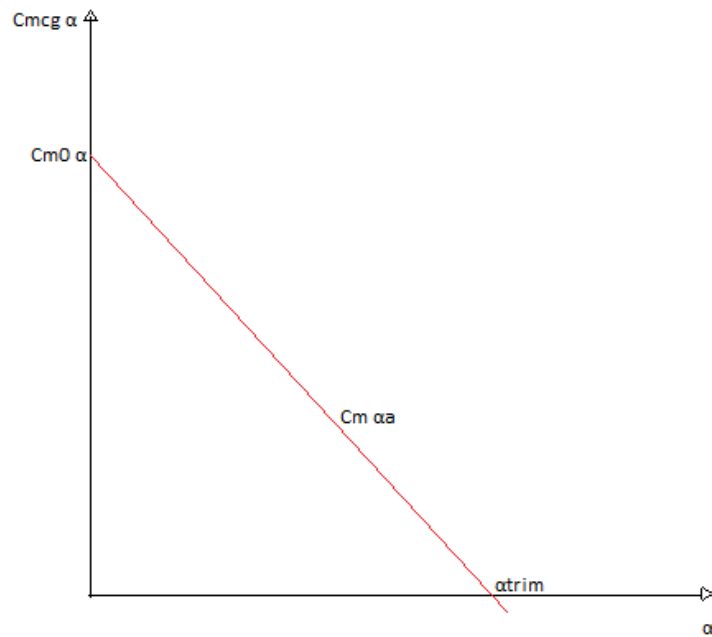


Figura 14 – Estabilidade longitudinal estática da aeronave completa .

longitudinal. O ponto neutro é calculado quando se faz com que a Equação do $C_{cm\alpha}$ seja igual a zero. Esse entendimento pode ser usado para analisar a estabilidade longitudinal estática.

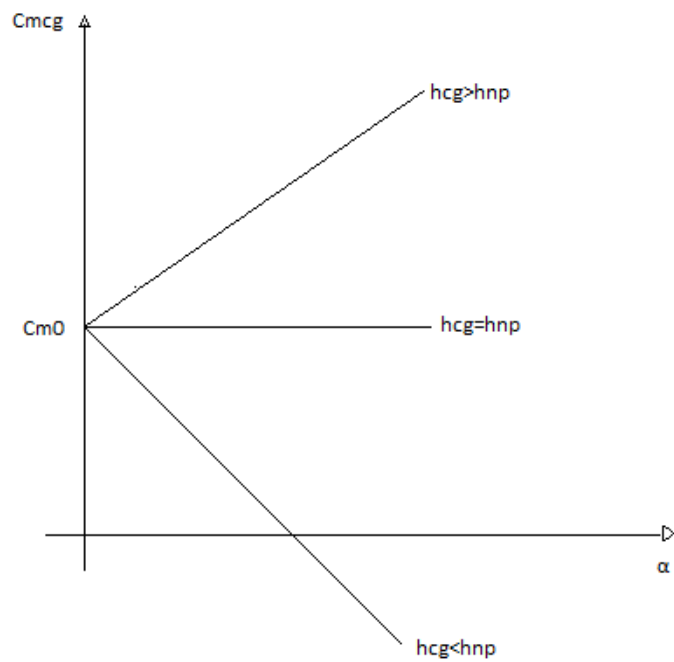


Figura 15 – Coeficiente angular do Ponto Neutro .

A estabilidade longitudinal estática existirá quando $h_{CG} < h_{pn}$. Calculado da seguinte forma:

$$\bar{h}_{CG} = \frac{h_{CG}}{\bar{c}}. \quad (2.14)$$

$$\bar{h}_{pn} = \frac{h_{pn}}{\bar{c}}. \quad (2.15)$$

Essa fórmula é utilizada para verificar a validade da estabilidade, caso o ponto neutro esteja à frente do centro de gravidade os cálculos precisam ser revistos e se a inconformidade for encontrada os critérios estabelecidos precisam ser revistos.

A margem estática é uma medida na qual diz que o deslocamento do centro de gravidade pode ocorrer sem prejudicar a estabilidade estática longitudinal. Em casos, onde se tem o alijamentos de cargas durante o voo é importante saber que a variação do centro de gravidade deve ocorrer respeitando a margem estática.

2.6.5 Controle longitudinal estático

Quando estamos em uma situação de voo estaticamente estável e em equilíbrio é possível determinar a velocidade pela seguinte formula:

$$V_{comp} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_{comp}}}. \quad (2.16)$$

Caso a velocidade de voo seja maior ou menor que V_{comp} para que o voo continue em equilíbrio o ângulo de ataque irá também aumentar ou diminuir, e como consequência o coeficiente de sustentação irá aumentar ou diminuir. Para controlar essa situação o profundor deve ser defletido, controlando o ângulo de ataque de compensação (JR, 2015).

O profundor é utilizado para controlar o que chamamos de velocidade de equilíbrio da aeronave, pois o ângulo que de sua deflexão muda e controla o ângulo de compensação. Uma Equação que descreve melhor o efeito da deflexão do profundor é:

$$C_{M,CG} = C_{M,ac_{wb}} + C_{L,wb}(h - h_{ac}) - V_H(a_t \alpha_t + \frac{\partial C_{L,t}}{\partial \delta_e} \delta_e). \quad (2.17)$$

Os conceitos que envolvem o controle longitudinal estático nos auxilia no cálculo da deflexão do profundor para um determinado ângulo de ataque. A Equação 92.18) abaixo é usada para o cálculo da deflexão do profundor para um ângulo α_n .

$$\delta_{comp} = \frac{C_{M,0} + (\partial C_{M,CG} / \partial \alpha_a) \alpha_n}{V_H (\partial C_{L,t} / \partial \delta_e)}. \quad (2.18)$$

2.6.6 Estabilidade estática direcional

A estabilidade estática direcional está relacionada com o movimento de guinada. O instrumento mecânico responsável pela estabilidade direcional é o estabilizador vertical, normalmente feito de secção simétrica. Assim, como o estabilizador horizontal, a função do estabilizador vertical é fazer com que o avião volte para a sua posição de estabilidade estática direcional.

Os critérios de estabilidade direcional estão relacionados aos momentos gerados pela asa-fuselagem e a superfície vertical da empenagem em torno do CG.

Uma das equações utilizadas em projetos aeronáuticos é o cálculo do volume da calda vertical (V_{vt}), dada por:

$$V_{vt} = \frac{l_{vt}S_{vt}}{bS}. \quad (2.19)$$

Onde b é a envergadura e S é a área planiforme da asa. O agrupamento asa e fuselagem contribuem de forma desestabilizante e normalmente o que mais contribui é a fuselagem pela geometria.

O conjunto asa-fuselagem produz um efeito desestabilizante na estabilidade direcional estática da aeronave, e, dessa forma, a superfície vertical da empenagem passa a ser de fundamental importância para se garantir a restauração da aeronave a sua condição de equilíbrio direcional. (RODRIGUES, 2009)

A superfície vertical da empenagem na estabilidade contribui para o aumento do ângulo de ataque dependendo da perturbação e para isso é necessário uma força lateral para trazer a aeronave novamente para o equilíbrio. Para que nenhuma força lateral desestabilize utiliza-se uma superfície aerodinâmica simétrica na superfície vertical da empenagem. A deflexão pode ser positiva ou negativa. Mas independente de qual sentido que o leme é defletido, a sua deflexão provoca um momento que tem a intenção de trazer a estabilidade para a aeronave.

2.6.7 Estabilidade estática lateral

A estabilidade estática lateral está relacionada com o movimento de rolamento. O controle desse movimento está relacionado ao ângulo de diédrico, a Figura abaixo mostra esse ângulo. É importante saber que o movimento de rolamento está combinado com movimento de guinada (RODRIGUES, 2009).

Para que possua uma estabilidade o requisito é que o coeficiente angular da curva de momento lateral deva ser levemente negativo quando em função do ângulo.

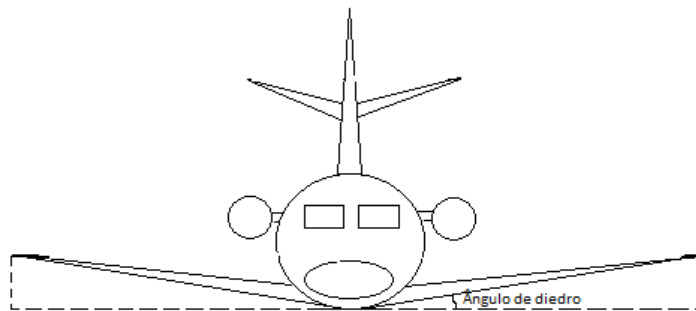


Figura 16 – Ângulo de Diédrico.

$$\frac{dC_l}{d\beta} = C_{l\beta} < 0 \quad (2.20)$$

O ângulo de diedro é positivo normalmente quando se usa asas médias ou baixas, pois ajuda na estabilidade lateral da aeronave.

Para calcular o $C_{l\beta}$, temos:

$$C_{l\beta} = \frac{\Gamma a}{4} \quad (2.21)$$

O controle lateral estático é feito pelos ailerons da asa. A deflexão dos ailerons muda a forma como a distribuição da força de sustentação é feita na asa.

2.7 Estabilidade Dinâmica

Para o estudo da estabilidade dinâmica da aeronave nesse trabalho foi abordado os conhecimentos básicos o estudo do movimento longitudinal e latero-direcional. Portanto, nesse capítulo será abordado o estudo do movimento não estacionários de aeromodelos focando no movimento longitudinal e latero-direcional, caso seja necessário o estudo mais detalhado a bibliografia especificada para a construção desse trabalho pode ser consultada.

2.7.1 Estabilidade Longitudinal

Para o estudo do movimento longitudinal de uma aeronave são considerados que o movimento da aeronave é simétrico, com as asas niveladas e que o movimento do CG acontecerá no plano vertical. Portanto, não existe aceleração que fará com que o vetor velocidade do avião saia desse plano vertical.

Para iniciar o estudo é considerado que o piloto mantém a derrapagem nula e para isso ele tem o controle do leme. Nas fórmulas também é considerado que a duração do intervalo analisado é curto (na ordem de segundos ou minutos) e que a massa do avião é constante. Assim, a aeronave é considerada um corpo rígido, e que as superfícies de controle se movimentam controladamente.

É importante entender os eixos adotados para o movimento e assim compreender melhor as equações utilizadas.

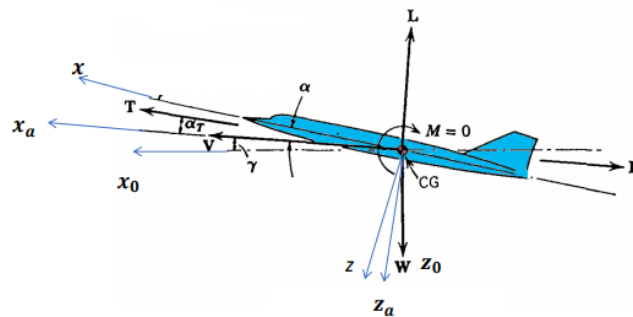


Figura 17 – Voo simétrico estacionário (SILVA, 2016).

Os eixos da Figura 17 são escolhidos de modo fiquem no plano de simetria, o eixo x é positivo como mostrado na Figura. Já analisando o sistema aerodinâmico X_a coincide com vetor velocidade (v) que também é positivo no mesmo sentido. Já Z_a é normal a X_a . O ângulo de trajetória (γ) é dado pelo ângulo formado entre X_a e X_0 , onde $X_0Y_0Z_0$ estão relacionados ao sistema terrestre. O ângulo de ataque (α) é formado entre o X_0 e X_a . Já a posição do avião em relação a Terra, referencial inercial, está relacionado ao ângulo formado pelo eixos X e X_0 , ângulo de arfagem θ .

Levando em consideração que não existe a guinada $\beta = 0$, e assim temos pelas relações de simetria encontramos que:

$$\theta = \gamma + \alpha \quad (2.22)$$

2.7.1.1 Equações do Movimento

Devido as particularidades consideradas desse estudo as três equações do movimento, em relação ao sistema aerodinâmico são:

- Arrasto:

$$m \frac{dV}{dt} = -mg \sin \gamma + X_a + F \cos(\alpha + \alpha_F) \quad (2.23)$$

- Sustentação:

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = -mg \cos \gamma + Z_a - F \sin(\alpha + \alpha_F) \quad (2.24)$$

- Momento em torno do CG:

$$I_y \frac{d^2\theta}{dt^2} = M + M_F \quad (2.25)$$

- A essas equações também é necessário acrescentar a relação geométrica:

$$\theta = \gamma + \alpha \quad (2.26)$$

- E também acrescentar a relação cinemática:

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \gamma \quad (2.27)$$

A Equação (2.26) determina qual é a resposta da aeronave causado pelo movimento do profundor, já se sabendo as condições de voo e que M_F é nulo inicialmente.

No caso em questão para a escrita desse trabalho de conclusão de curso devido às limitações de projeto, e também devido aos resultados já encontrado utilizando a estabilidade estática temos algumas simplificações que facilitam os cálculos.

Os valores para a determinação das condições de equilíbrio estão relacionadas ao ângulo deflexão máxima do profundor e a força de propulsão do aeromodelo. E no caso da classe micro a força de propulsão é calculada através dos motores que são escolhidos para realizar o voo. Essas simplificações construtivas são importantes pois equações mais complexas são modificadas e acaba ocorrendo simplificações matemáticas.

Considerando que a velocidade permaneça constante, e que no quando a aeronave estiver no ponto de equilíbrio o ângulo com a trajetória seja nulo. Também são considerados que a situação de efeito estacionário, ou seja, variações de no ângulo de ataque não ocorrem de modo abrupta.

Com isso, o estudo apresentado é baseado nas características da estabilidade e de como a aeronave responde em termos de pequenas perturbações e com uma condição de voo bem definida. O conjunto dos aspectos apresentados para a realização do projeto são determinantes para a definição da estabilidade dinâmica da aeronave.

Como já introduzido anteriormente a estabilidade dinâmica está relacionado ao comportamento que a aeronave tem, após ter sido interrompida a perturbação, de voltar para a sua condição de equilíbrio ou ir para uma nova condição de voo estacionário.

Os métodos estudados nesse projeto são baseados na funcionalidade desejada para a aeronave, ou seja, o estudo necessitaria ser diferente caso a aeronave fosse acrobática, pois isso abordaria uma condição não estacionária diferente.

Com isso a forma como a aeronave deve responder as especificações de projeto influência diretamente na forma como se relacionará as fórmulas de frequência e amortecimento, que são os fundamentos estudados da estabilidade dinâmica.

As perturbações que a aeronave irá sofrer, sejam elas externas ou internas, durante o voo são estudadas não se observando os casos mais drásticos, pois, as alterações do ângulo de ataque são pequenas e feitas de modo controlado e as alterações atmosféricas não são intensas pois a altitude do voo não é alta. Não são levadas em consideração a deflexão de uma superfície que comprometeria a estabilidade do avião, nem a falha do sistema propulsivo.

2.7.1.2 Equação Matricial Longitudinal

O equacionamento envolvendo a análise da estabilidade dinâmica está relacionada ao estudo de equações matriciais. A Equação matricial teoricamente proposta e mais completa para a análise longitudinal se encontra no livro do Etkin (ETKIN; REID, 1959).

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & 0 & -g \cos \theta_o \\ \frac{Z_u}{m - Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_w}{m - Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_q + mu_o}{m - Z_{\dot{w}}} & \frac{-mg \sin \theta_o}{m - Z_{\dot{w}}} \\ \frac{1}{I_y} \left[M_u + \frac{M_{\dot{w}} Z_u}{(m - Z_{\dot{w}})} \right] & \frac{1}{I_y} \left[M_w + \frac{M_{\dot{w}} Z_w}{(m - Z_{\dot{w}})} \right] & \frac{1}{I_y} \left[M_q + \frac{M_{\dot{w}} (Z_q + mu_o)}{(m - Z_{\dot{w}})} \right] & -\frac{M_{\dot{w}} mg \sin \theta_o}{I_y (m - Z_{\dot{w}})} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ w \\ q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\Delta X_c}{m} \\ \frac{\Delta Z_c}{m - Z_{\dot{w}}} \\ \frac{\Delta M_c}{I_y} + \frac{M_{\dot{w}}}{I_y} \frac{\Delta Z_c}{(m - Z_{\dot{w}})} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\Delta \dot{x}_E = \Delta u \cos \theta_o + w \sin \theta_o - u_o \Delta \theta \sin \theta_o$$

$$\Delta \dot{z}_E = -\Delta u \sin \theta_o + w \cos \theta_o - u_o \Delta \theta \cos \theta_o$$

Figura 18 – Equação longitudinal (ETKIN; REID, 1959).

A matriz anterior mostra a Equação longitudinal já explicadas anteriormente. E juntamente com essa matriz temos as derivativas longitudinais encontradas no livro *Flight Stability and Automatic Control*, Figura 18. Para modelar um sistema é exigido um conhecimento das equações que governam o comportamento das variáveis de estado.

As derivadas de estabilidades podem ser modeladas com equações de primeira ordem. E essa aproximação é aceitável para quando não há grandes variações nos parâmetros de distância e velocidade. Com isso é possível linearizar equações do movimento tornando o desenvolvimento matemático mais fácil.

Com isso é considerado um estado de equilíbrio onde a aeronave realiza um voo simétrico, o voo é feito na direção do eixo x, não se tem aceleração e as velocidades angulares são nulas. O momento causado pelo motor da aeronave não é considerado.

Além da linearização também é utilizado a ideia de adimensionalização, ou seja, os momentos e as forças são utilizadas como coeficientes adimensionais. A técnica mate-

mática aplicada para a adimensionalização é explicada em diversos livros e um deles é o Anderson (JR, 2015).

A matriz longitudinal apresentada na Figura 18 é utilizada para descrever o comportamento da aeronave no plano longitudinal da aeronave, 0xy, e por isso recebe esse nome.

$$\begin{aligned}
 X_u &= \frac{-(C_{D_u} + 2C_{D_0})QS}{mu_0} & X_w &= \frac{-(C_{D_\alpha} - C_{L_0})QS}{mu_0} \\
 Z_u &= \frac{-(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{mu_0} & Z_{\dot{w}} &= C_{Z_{\dot{\alpha}}} \frac{\bar{c}}{2u_0} QS / (u_0 m) \\
 Z_w &= \frac{-(C_{L_\alpha} + C_{D_0})QS}{mu_0} & Z_{\dot{\alpha}} &= u_0 Z_{\dot{w}} \\
 Z_\alpha &= u_0 Z_w & Z_{\delta\epsilon} &= C_{Z_{\delta\epsilon}} QS / m \\
 Z_q &= C_{Z_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} QS / m & M_u &= C_{m_u} \frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_y} \\
 M_u &= C_{m_u} \frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_y} & M_{\dot{w}} &= C_{m_{\dot{\alpha}}} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y} \\
 M_w &= C_{m_\alpha} \frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_y} & M_{\dot{\alpha}} &= u_0 M_{\dot{w}} \\
 M_\alpha &= u_0 M_w & M_q &= C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} (QS\bar{c}) / I_y \\
 M_q &= C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} (QS\bar{c}) / I_y & M_{\delta\epsilon} &= C_{m_{\delta\epsilon}} (QS\bar{c}) / I_y
 \end{aligned}$$

Figura 19 – Derivativas longitudinais (NELSON et al., 1998).

Com isso é possível calcular os autovalores apresentado na Figura 18. Quando são encontrados os aspectos de estabilidade dinâmica das funções de transferência espera-se encontrar raízes complexas com a parte real negativa ou então caso sejam raízes reais também devem ser negativas. Essa característica representa que a aeronave tem estabilidade dinâmica longitudinal.

As derivativas para esse trabalho foram encontradas através do software XFRL5, um ferramenta que facilitou os cálculos matemáticos.

2.7.1.3 Modos Longitudinais

É importante conhecer que as raízes encontradas estão relacionadas a dois modos de estabilidade dinâmica longitudinal. E esses modos são os de *Short Period* e o *Pughoid*.

2.7.1.4 Short Period

O modo de período curto, nesse caso estudado, é uma oscilação amortecida, e nesse forma de oscilação a velocidade do aeromodelo se mantém constante. A simplificação

encontrada em (HOW, 2004) mostra as seguintes matriz para o modo de período curto.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{C_{z\alpha}}{2\mu} & 1 \\ \frac{1}{i_y}(C_{m\alpha} + \frac{C_{m\dot{\alpha}}C_{z\alpha}}{2\mu}) & \frac{1}{i_y}(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{C_{z\delta_e}}{2\mu} & \\ \frac{1}{i_y}(C_{m\delta_e} + \frac{C_{m\dot{\alpha}}C_{z\delta_e}}{2\mu}) & \end{bmatrix} \delta_e$$

Figura 20 – *Short Period*.

Com essa matriz podemos encontrar a frequência de oscilação e o amortecimento, pela seguinte equação:

$$\zeta \approx -\frac{M_q}{2} \sqrt{\frac{-1}{U_0 M_w I_{yy}}} \quad (2.28)$$

$$w \approx \sqrt{\frac{-U_0 M_w}{I_{yy}}} \quad (2.29)$$

Esses fórmulas são encontradas considerando as aproximações das magnitudes das derivadas para uma aeronave típica.

2.7.1.5 Modo de *Pughoid*

O outro modo encontrado na estabilidade longitudinal dinâmica é o modo *Phugoid*. Esse modo possui como característica, para o caso estudado, não costuma ocorrer com uma frequência alta sendo amortecida com a velocidade, estando relacionada a arfagem e a altitude. Outra consideração feita nesse caso é que o ângulo de ataque é constante para a perturbação realizada.

Segundo o trabalho de conclusão de Ythomas D. S. de Oliveira (OLIVEIRA; BARROS,) o modo *pughoid* é p de maior período e com menor amortecimento, com variações significativas da velocidade da aeronave. Fazendo as devidas considerações matemáticas, para simplificar novamente a matriz da Figura 17, teremos a seguinte matriz, escrita em termos de seus coeficientes.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\Theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{C_{zu}}{2\mu} & -\frac{C_{L0}}{2\mu} \\ \frac{2C_{L0} - C_{zu}}{2\mu} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{u} \\ \Theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{C_{z\alpha} C_{m\delta_e}}{2\mu C_{m\alpha}} \\ -\frac{1}{2\mu} \left(C_{z\delta_e} - \frac{C_{z\alpha} C_{m\delta_e}}{C_{m\alpha}} \right) \end{bmatrix} \delta_e$$

Figura 21 – Expressão matricial para o modo *phugoid*.

Com essa matriz é possível através dos autovalores entrar a frequência e o amortecimento, utilizando as fórmulas descritas abaixo.

$$\omega = \sqrt{\frac{1}{4\mu^2} (2C_{L0} - C_{zu}) C_{L0}} \quad (2.30)$$

$$\zeta = -\frac{C_{x_u}}{4\mu\omega} \quad (2.31)$$

2.7.2 Estabilidade Dinâmica Latero-direcional

Se tratando de um assunto amplo e matemática complexas será abordado os fundamentos necessários para estudar a estabilidade dinâmica de um aeromodelo.

Quando a aeronave possui estabilidade dinâmica ao ser perturbada a aeronave continua seu movimento sem sofrer grandes alterações em seus ângulos. Por isso o projeto da superfície de controle, o profundor, precisa ser adequado, e assim, garantir a estabilidade direcional da aeronave.

Existe três possibilidades para a instabilidade dinâmica latero-direcional de uma aeronave: Rolamento, Espiral e *Dutch Roll*.

A divergência direcional conhecida como Rolamento ocorrer quando o aeromodelo não possui estabilidade direcional. Quando a aeronave não possui uma estabilidade direcional ao ser perturbada a aeronave tende a girar com ângulos de derrapagens cada vez maiores e também com inclinações laterais maiores.

A divergência em espiral que acontece quando a estabilidade direcional é grande e a estabilidade lateral é pequena. E nessa situação quando perturbado o aeromodelo deixa sua posição de equilíbrio entrando em um movimentação em espiral gradual.

O divergência *Dutch roll* é a combinação de oscilações de guinada e rolagem possuindo a mesma frequência mas estão com fases diferentes.

Quando os modos de estabilidade longitudinais sofrerem perturbações os modos de estabilidade latero-direcional também sofreram perturbações. E assim como no caso longitudinal essas perturbações podem ser provocadas por fatores internos ou externos.

2.7.2.1 Equação Matricial Latero-Direcional

De modo semelhante ao modo longitudinal temos a segunda parte da matriz que descreve o movimento. A matriz a baixo também é encontrada no livro *Dynamics of Flight- Stability and Control* nesse caso ela é apresentada sem as simplificações.

Para a solução das equações do movimento além das aproximações é necessário a determinação das derivativas de estabilidade. Nos livros de estabilidade dinâmica é possível encontrar essas equações a da imagem abaixo foi retirada do livro *Flight Stability and Automatic Control*.

Da equação característica que surge das matrizes anteriores sendo de segunda ordem semelhante a um sistema massa mola. Temos as raízes que são encontradas, normalmente, de forma combinada. A primeira delas é composta por duas raízes negativas

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_p}{m} & \left(\frac{Y_r}{m} - u_0\right) g \cos \theta_0 & v \\ \left(\frac{L_v}{I_x} + I'_{zx}N_v\right) & \left(\frac{L_p}{I_x} + I'_{zx}N_p\right) & \left(\frac{L_r}{I_x} + I'_{zx}N_r\right) & 0 \\ \left(I'_{zx}L_v + \frac{N_v}{I_x}\right) & \left(I'_{zx}L_p + \frac{N_p}{I_x}\right) & \left(I'_{zx}L_r + \frac{N_r}{I_x}\right) & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\Delta Y_c}{m} \\ \frac{\Delta L_c}{I_x} + I'_{zx}N_c \\ I'_{zx}\Delta L_c + \frac{\Delta N_c}{I_x} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} \psi &= r \sec \theta_0 \\ \Delta \dot{y}_E &= u_0 \psi \cos \theta_0 + v \\ I'_x &= (I_x I_z - I_{xz}^2) / I_z \\ I'_z &= (I_x I_z - I_{xz}^2) / I_x \\ I'_{zx} &= I_{xz} / (I_x I_z - I_{xz}^2) \end{aligned}$$

Figura 22 – Equação Matricial Latero-Direcional (ETKIN; REID, 1959).

$$\begin{aligned} Y_{\beta} &= \frac{QSC_{y\beta}}{m} \quad (\text{ft s}^{-2}) & N_{\beta} &= \frac{QSbC_{n\beta}}{I_z} \quad (\text{s}^{-2}) & L_{\beta} &= \frac{QSbC_{l\beta}}{I_x} \quad (\text{s}^{-2}) \\ Y_p &= \frac{QSbC_{yp}}{2mu_0} \quad (\text{ft/s}) \text{ or } (\text{m/s}) & N_p &= \frac{QSb^2C_{np}}{2I_z u_0} \quad (\text{s}^{-1}) \\ L_p &= \frac{QSb^2C_{lp}}{2I_x u_0} \quad (\text{s}^{-1}) \\ Y_r &= \frac{QSbC_{yr}}{2mu_0} \quad (\text{ft/s}) \text{ or } (\text{m/s}) & N_r &= \frac{QSb^2C_{nr}}{2I_z u_0} \quad (\text{s}^{-1}) \\ L_r &= \frac{QSb^2C_{lr}}{2I_x u_0} \quad (\text{s}^{-1}) \\ Y_{\delta a} &= \frac{QSC_{y\delta a}}{m} \quad (\text{ft/s}^2) \text{ or } (\text{m/s}^2) & Y_{\delta r} &= \frac{QSC_{y\delta r}}{m} \quad (\text{ft/s}^2) \text{ or } (\text{m/s}^2) \\ N_{\delta a} &= \frac{QSbC_{n\delta a}}{I_z} \quad (\text{s}^{-2}) & N_{\delta r} &= \frac{QSbC_{n\delta r}}{I_z} \quad (\text{s}^{-2}) \\ L_{\delta a} &= \frac{QSbC_{l\delta a}}{I_x} \quad (\text{s}^{-2}) & L_{\delta r} &= \frac{QSbC_{l\delta r}}{I_x} \quad (\text{s}^{-2}) \end{aligned}$$

Figura 23 – Derivativas Latero-Direcional (NELSON et al., 1998).

juntamente com um par complexas com sua parte real negativa. Outra forma de encontrar é uma raiz real negativa e uma positiva, e um par de raízes complexas também negativas. E para se ter estabilidade dinâmica latero-direcional as raízes precisam ser encontradas como no primeiro caso.

2.7.2.2 Rolamento

Nesse caso encontramos um movimento que é caracterizado por não ser oscilatório e por não estar associado ao movimentos de espiral e *durch roll*, movimentando-se lateralmente.

Nesse caso temos o surgimento de um momento de rolamento da derivada C_{l_p} que precisa ser menor que zero para garantir a estabilidade desse movimento. E também é considerado que a movimentação do aeromodelo ocorre com um grau de liberdade e que suas asas não estão desnivelada.

É considerado que momento perturbador da aeronave é positivo, fazendo descer a asa direita da aeronave, logo a aceleração angular de rolagem é positiva. A asa direita desde pois a sustentação sobre ela aumenta e a da asa esquerda diminui. Também se tem um momento de guinada, mas nesse caso ele é desprezado devido a ser muito modesto. Ou seja, a característica desse movimento é a alteração significativa do ângulo de rolagem.

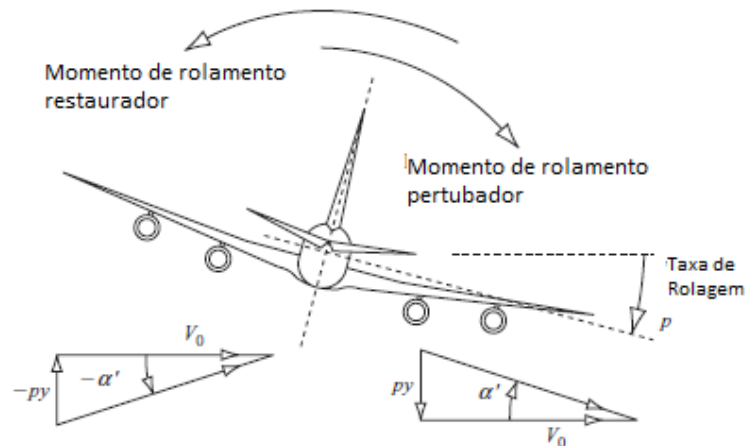


Figura 24 – Movimento de Rolagem, Figura adaptada (COOK, 2012).

A Figura 23 mostra a vista de trás da aeronave, como isso temos a descrição feita anteriormente sobre o que ocorre com aeronave quando surge o momento perturbador. Após ser perturbado para a estabilidade ocorrer é preciso surgir um momento que restitua a aeronave ao equilíbrio e a taxa de rolamento seja constante.

2.7.2.3 Espiral

No caso espiral temos um modo que também é não-oscilatório, que quando ocorre é caracterizado por ser uma junção entre os movimentos de derrapagem, rolagem e guinada. Estando relacionado com a estabilidade estática latero-direcional. Essa perturbação ocorre alterando o ângulo de inclinação que as asas possuem.

E assim como foi considerado para o modo de rolamento é considerado que aeronave se encontre em uma situação de voo estável, ou seja, encontra-se compensada e equilibrada com suas asas niveladas.

A perturbação na cauda vertical é causada pelo escoamento que atinge a cauda vertical com o ângulo de ataque igual ao ângulo de derrapagem, devido a alteração do ângulo de inclinação das asas (ângulo positivo), causando um momento de guinada que faz o aeromodelo derrapar, devido a força de sustentação que surge. Isso também faz surgir um momento de rolamento que influencia diretamente no ângulo de derrapagem. E simultaneamente demos momento de rolamento negativo devido a derrapagem.

Sabemos que a estabilidade é condicionada por:

$$Q_{r\beta} = l_r n_\beta - l_{\beta r} n_r \quad (2.32)$$

O coeficiente $Q_{r\beta}$ é o que determina a estabilidade no modo espiral. Caso esse coeficiente seja menor do que zero a aeronave tende a se estabilizar. Caso contrário ϕ aumenta lentamente, β , ângulo de guinada, cresce fazendo com que a curva se feche. Com a análise matemática encontrada em (SILVA, 2016) temos que o movimento é amortecido se $Q_{r\beta}$ for negativo.

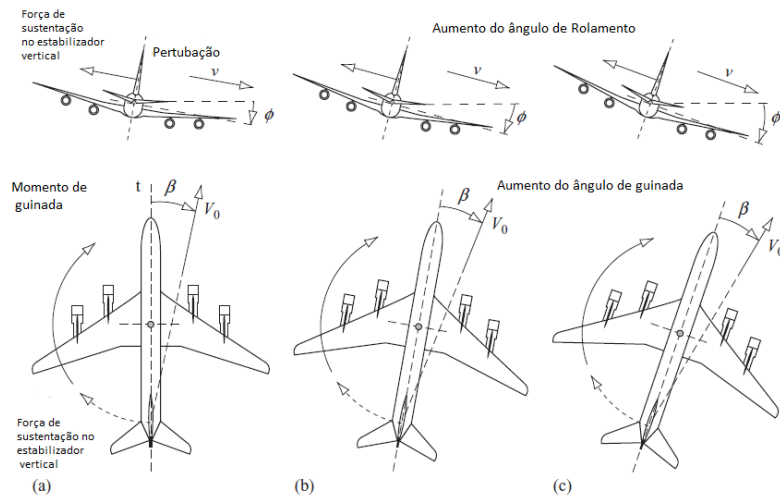


Figura 25 – Modo Espiral, Figura adaptada (COOK, 2012).

Nessa Figura temos uma perturbação causada por pequeno ângulo de rotação positivo ϕ , isso resulta em uma pequena velocidade positiva do deslizamento lateral v, conforme indicado em (a). Esse deslizamento faz com que o estabilizador vertical tenha um ângulo β que cria um outro momento restaurador. O movimento de guinada produz uma força de sustentação diferencial nas asas, e isso resulta em um momento de rolagem, e isso é indicado em (b) e (c) na Figura.

2.7.2.4 Dutch Roll

O modo *dutch roll* tem seu início com um movimento de guinada em um voo reto e nivelado. O movimento de guinada é amortecido e está associado tanto movimento de rolagem quanto ao movimento de derrapagem. Suas raízes são compostas por um par de raízes complexas conjugadas de um polinômio característico.

Para que o aeromodelo seja estável nesse modo é necessário que o amortecimento seja grande. E para que isso ocorra é necessário que a área do estabilizador seja consideravelmente ampla, mas isso faz com se perca a estabilidade para o modo espiral, E nesse caso é preciso encontrar um equilíbrio entre esses dois modos.

A oscilação em derrapagem está ligada com a velocidade de guinada e as variações em β e em r . Com as aproximações encontradas novamente em (SILVA, 2016), temos:

$$\begin{vmatrix} l_p - s & l_r & l_\beta \\ n_p & n_r - s & n_\beta \\ 0 & -1 & -s \end{vmatrix} = 0$$

Figura 26 – Equação característica modo *Dutch roll* (SILVA, 2016).

Resolvendo o determinante da matriz Figura 22 e considerando n_p dispersível temos:

$$w_0 = \sqrt{n_\beta} \quad (2.33)$$

$$\zeta = -\frac{n_r}{2\sqrt{n_\beta}} \quad (2.34)$$

Sendo um movimento oscilatório amortecido, a equação (2.34) é encontrada a partir de suas raízes complexas. A demonstração dessas equações podem ser encontradas nas referências citadas.

Na Figura acima vemos a sequência que descreve o movimento de rolagem e sendo que as pontas das asas fazem um movimento elíptico.

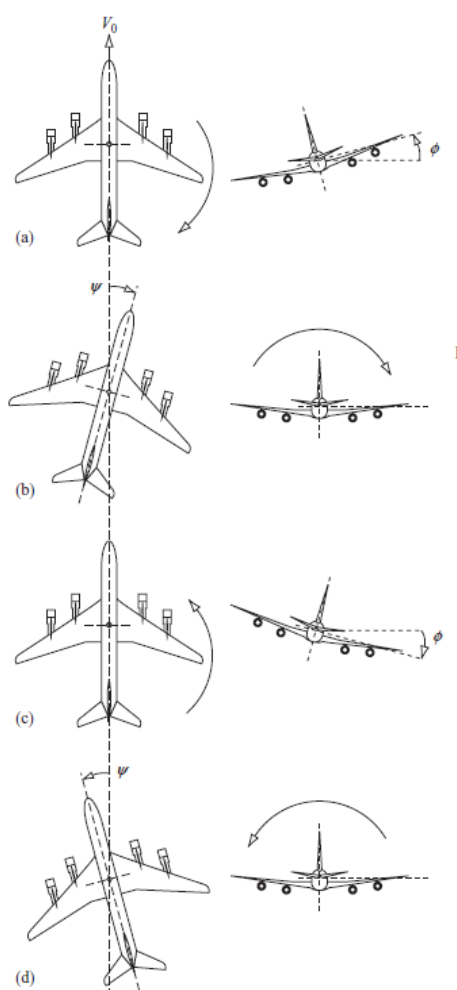


Figura 27 – Modo de oscilação *Dutch roll*, adaptado (COOK, 2012).

3 Metodologia

Nesse capítulo será descrito a metodologia desenvolvida para esse e como cada parte do trabalho está relacionada. Os métodos descritos abordaram as áreas de estabilidade e controle e teve como objetivo garantir que a aeronave responda aos comandos dados pelo piloto e estabilidade do avião. A análise do projeto está baseada na teoria encontrada nas referências citadas ao longo do texto. Para as análises os cálculos foram realizados no software MATLAB. A figura a seguir resume um pouco de como foi a sequencia de trabalho.

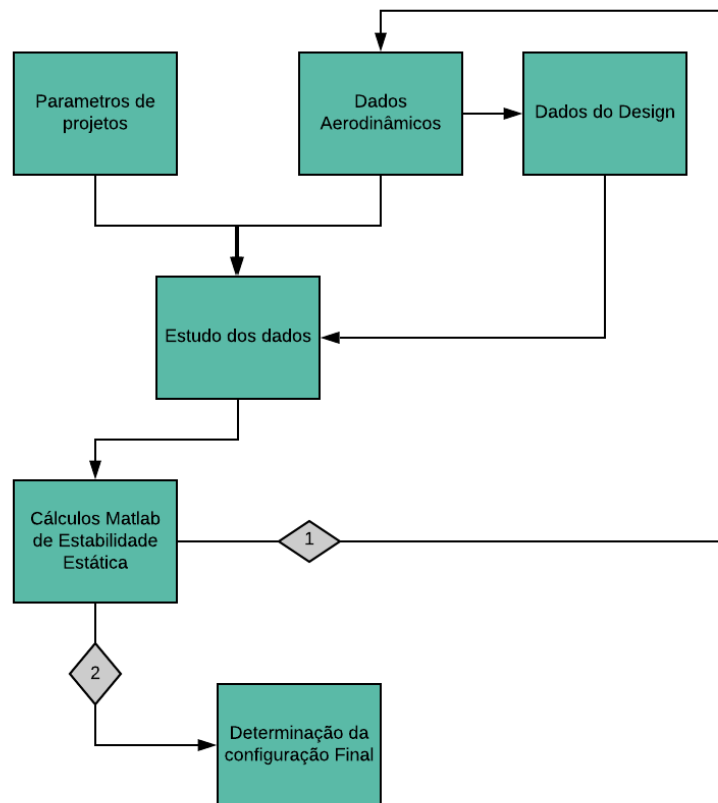


Figura 28 – Fluxograma de trabalho Estabilidade Estática.

Alguns dados foram obtidos de outras áreas de trabalho da equipe e serviram de *inputs* iniciais para o desenvolvimento do projeto da aeronave e do seu posicionamento de centro de gravidade. Os resultados desse trabalho são passados para outras áreas, como por exemplo aerodinâmica e desempenho. Os dados obtidos como *inputs* são:

- Densidade do ar: $1,09\text{kg}/\text{m}^3$.
- Corda da raiz da asa: 0,29m.

- Corda da ponta da asa: 0,15m.
- Razão de aspecto da asa: 5,72.
- Área da asa: $0.93m^2$
- $C_{L_{max}}$ da asa: 2,41.
- α_{stall} da asa: 20°
- $\frac{dC_L}{d\alpha}$ da asa: 0,1114⁰
- Posição do CA da asa: 0m (Posição onde o eixo de referência é colocado)
- Posição dos motores: -0,05m
- Empuxo a 20m/s: 36,3N
- Momento de Inércia em y: 0,249 $kg.m^2$
- Momento de Inércia em x: 0,385 $kg.m^2$
- Momento de Inércia em z: 0,557 $kg.m^2$
- Peso vazio da aeronave: 3,5Kg
- M_{tow}: 12,5 kg
- V_{stall} : 17,2 m/s
- V_{cruz} : 20,0 m/s
- V_{max} : 34,3 m/s

A partir dos *inputs* iniciais das áreas de Aerodinâmica e Desempenho, foram gerados códigos em MATLAB e em comunicação com o pessoal de CAD chegar em um projeto para as superfícies de controle da aeronave e determinação da posição do CG da aeronave, que serão repassadas as outras áreas.

Para o projeto das superfícies de controle foram determinados alguns limites de projeto, que são:

- Empenagem Horizontal
 - Ser capaz de trimar a aeronave em todos os ângulos de ataque com sustentação positiva usando no máximo 90% doC_l disponível;
 - Não estolar antes da asa após as considerações de *downwash*, que é o comportamento do vendo depois de sofrer a interferência aerodinâmica da empenagem;

- Garantir margem estática entre 20% e 40% para valores aceitáveis de posição de CG.
- Empenagem Vertical
 - Garantir estabilidade estática direcional;
 - Ser capaz de trimar a aeronave com ventos cruzados de até 5m/s em ambas as direções;
 - Garantir trimagem mesmo com tração assimétrica dos motores.
- Aileron
 - Garantir taxa de rolagem de no mínimo 50/s.

A partir desses dados, foram feitos os cálculos básicos da posição do CG, implementação de códigos no MATLAB para o cálculo do coeficiente de sustentação por área. Os valores são repassados para as áreas correlacionadas que são responsáveis pela determinação da geometria e o perfil da superfície.

Para o estudo da estabilidade dinâmica da aeronave, as equações de movimento do voo foram aproximadas por equações diferenciais, como descrito em (ETKIN; REID, 1959). Como descrito no capítulo da revisão bibliográfica o equacionamento matemático envolvendo as derivadas de estabilidade é complexo, porém, existem outros métodos hoje para se obter essas derivativas. Nesse trabalho foram obtidas através dos softwares AVL e XFRL5 que foram *inputs*.

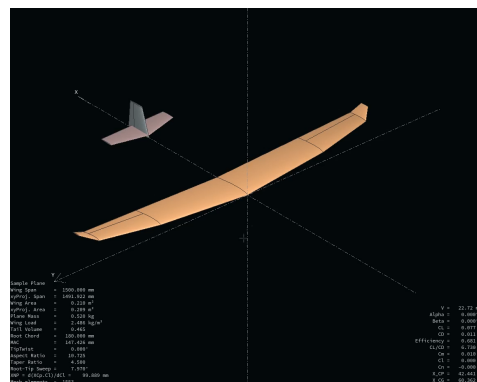


Figura 29 – Imagem ilustrativa do software XFRL5.

Após receber os dados das derivativas pelo software XFRL5. Em seguida foram montadas as matrizes de estado da aeronave, no software Matlab como sugerido pela literatura. Nesta análise foram consideradas três condições operação, a velocidade de cruzeiro de 20 m/s, a velocidade de *stall* de 16,9m/s e a velocidade máxima que é de 34,4 m/s.

O fluxograma abaixo mostra como foi feito o trabalho para a determinação da estabilidade dinâmica. Os dados recebidos e encontrados passavam por avaliações contínuas devido à necessidade de adequação de projeto, porém, devido ao auxílio dos softwares depois do refinamento do código apenas são alterados os dados.

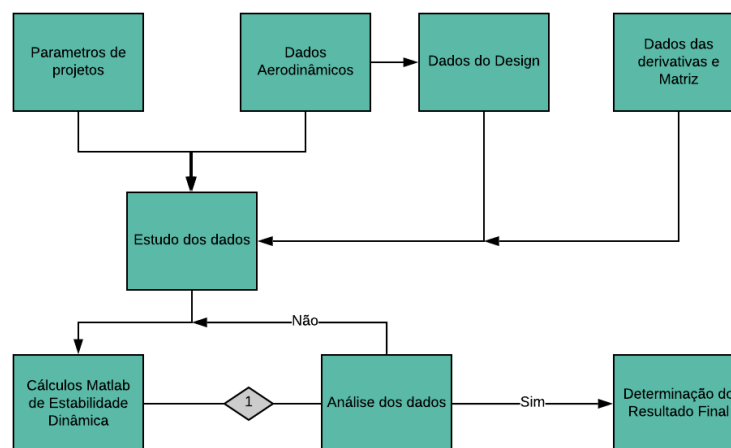


Figura 30 – Fluxograma de trabalho Estabilidade Dinâmica.

4 Resultados

Nesse capítulo será apresentado os resultados encontrados durante a realização do trabalho da equipe de estabilidade e controle do ano de 2018. Todos os resultados apresentados aqui foram feitos através de códigos gerados no MATLAB. Os resultados aqui tiveram como fonte de entradas as outras áreas da equipe principalmente de aerodinâmica, CAD e cargas. Já para os cálculos das derivativas utilizadas para os resultados de estabilidade dinâmica veio da própria área de estabilidade e controle através do software XFLR5, porém, não foram desenvolvidos por mim servindo apenas de *inputs* para os códigos no MATLAB.

4.1 Parâmetros das Superfícies de controle

Os resultados iniciais obtidos para C_{LAREA} , na condição mais crítica, foi de 0.0984 para a empenagem horizontal e 0.00528 para a vertical. Os resultados para o projeto das superfícies de controle na Tabela 1.

Tabela 1 – Superfícies de controle.

Empenagem Horizontal		Empenagem Vertical		Aileron	
S_H	0,09 m^2	S_V	0,03 m^2	Y_A	0,4875 m
b_H	0,6 m	b_V	0,2 m	b_A	0,15 m
C_{root}	0,15 m	C_{root}	0,6 m	c_A	0,0524 m
C_{tip}	0,15 m	C_{tip}	0,6 m		
AR	4,0	AR	1,33		
X_{CAh}	0,6 m	X_{CAv}	0,6 m		
Z_{CAh}	0 m	Z_{CAv}	0,1 m		
Profundor	100 (%c)	Leme	50(%c)		
V_H	0,45	V_v	0,03		
Perfil	S1223	Perfil	Naca 0009		

4.2 Resultado da estabilidade estática

Devido aos objetivos da competição onde a aeronave é projetada para o alijamento de uma carga e com um voo que precisa ser seguro. Optou-se por uma estabilidade estática alta. Reduzindo-se assim a manobrabilidade da aeronave.

4.2.1 Estabilidade Longitudinal Estática

Nessa etapa do trabalho foram calculados a posição do CA da aeronave, todas as forças e momentos que atuam na aeronave considerando uma velocidade de 20m/s, como sendo a velocidade de cruzeiro da aeronave, calculou-se o ponto neutro (ROSKAM, 1998), A figura 31 representa as forças, momentos que atuam na aeronave.

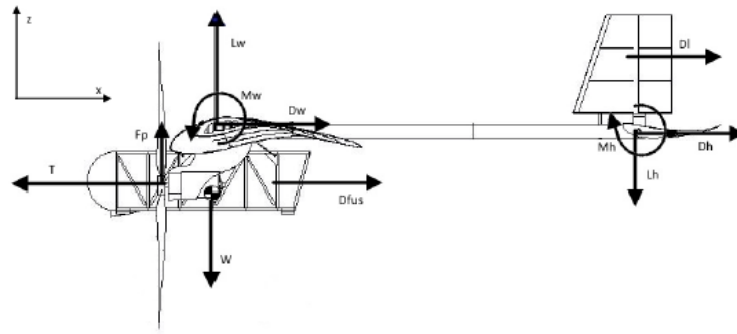


Figura 31 – Forças e momentos atuantes na aeronave.

A posição do ponto neutro encontrada foi de 0,13m, pelos parâmetros de projeto a margem estática é de 20% a 40%. A posição do CG ficou determinada entre 0,06m e 0,01m. Esse deslocamento do CG foi verificado pela área de CAD da equipe. Com base na teoria já apresentada e com o que é encontrado no livro do (ROSKAM, 1998), através da implementação do MATLAB foram determinados o coeficiente de momento em torno do CG para cada ângulo α .

Como já foi explicado anteriormente na revisão teórica e que também é encontrado no (NELSON et al., 1998) o um dos critérios estabelecidos para a estabilidade da aeronave é tem um $C_{m\alpha}$ menor que zero e um C_{m0} maior que zero.

Para o CG mais a frente foi encontrado um C_{m0} de 0,18875 e um $C_{m\alpha}$ de -0,0242, já para a outra extremidade do CG para o C_{m0} foi encontrado um valor de 0,301 e para o $C_{m\alpha}$ um valor de -0,0167. O ângulo de deflexão do profundor máximo é de 7° e entra em stall com ângulo de 18° .

4.2.2 Estabilidade Lateral e Direcional Estática

Para o cálculo da estabilidade direcional, através das teorias através da teoria apresentada, foi encontrada um coeficiente de rolagem em função do ângulo de derrapagem da fuselagem igual a -0,0178, Figura 32 abaixo é mostrado que existe um momento restaurador e isso é um dos requisitos de estabilidade necessário.

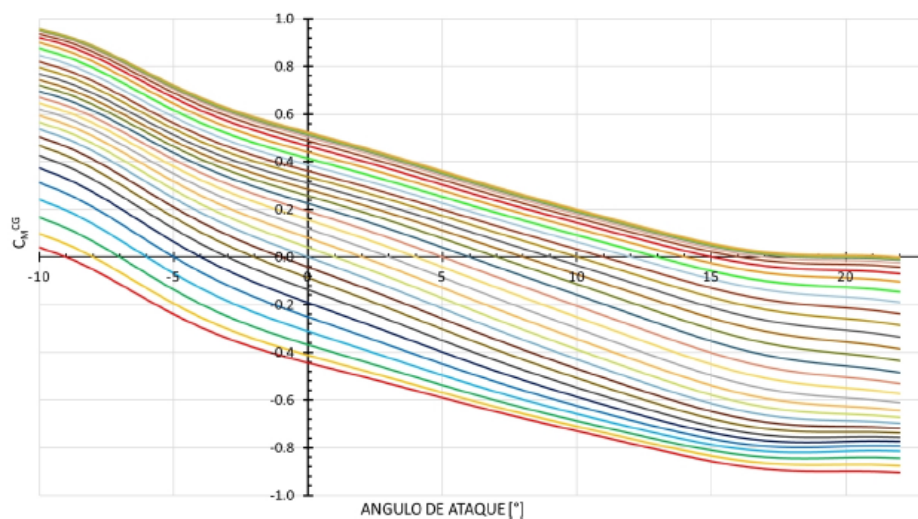


Figura 32 – Trimagem longitudinal da Aeronave .

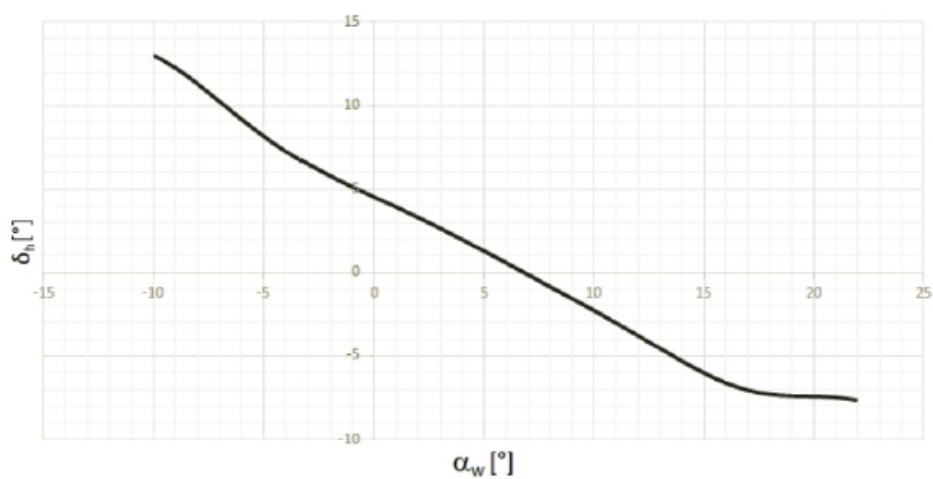


Figura 33 – Deflexão do profundor pela trimagem .

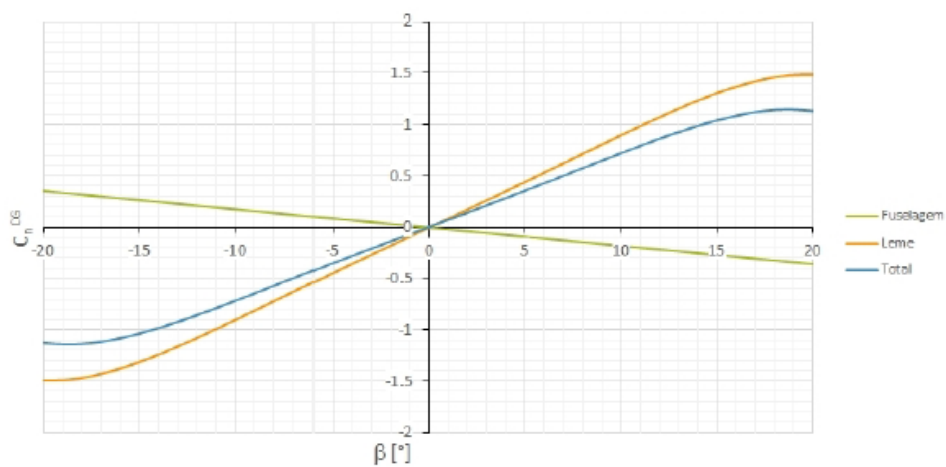


Figura 34 – Gráfico C_{nCG} pelo β .

4.3 Estabilidade Dinâmica

Os modos longitudinais e laterais são mostrados nas Tabelas a seguir e foram calculados analiticamente de acordo com a teoria presente em NELSON. Os resultados podem ser vistos na Tabela 2 para os modos longitudinais e Tabela 3 para os modos Latero-Direcional.

Tabela 2 – Modos longitudinais da aeronave.

Condição de Voo	Short Period			Phugoid		
	ζ	w_n [rad/s]	t [s]	ζ	w_n [rad/s]	t [s]
v_{stall}	0.7622	0.6563	0.5163	0.0665	0.0210	10.472
v_{cruz}	0.8103	0.6552	0.5712	0.0799	0.0192	11.444
v_{max}	0.9334	0.6810	0.8976	0.02659	0.0105	21.667

Tabela 3 – Modos látero-direcionais da aeronave.

Condição de Voo	Dutch Roll			Rolagem	Espiral
	ζ	w_n [rad/s]	t [s]	$t_{1/2}$	$t_{1/2}$ [s]
v_{stall}	0.2836	0.0526	2.0867	0.2039	10.3439
v_{cruz}	0.3281	0.0559	1.9635	0.2204	11.2742
v_{max}	0.4104	0.0838	2.25	0.3301	19.7980

Observa-se que em todas as condições analisadas, a aeronave possui estabilidade dinâmica em ambos modos longitudinais. No *short period*, o fator de amortecimento se encontra próximo de 1, valor considerado excelente, como sugerido por pela literatura. O período e frequência também se encontram dentro dos padrões esperados para o propósito da aeronave. O modo *phugoid* possui período de oscilação elevado o suficiente para garantir que o piloto consiga realizar correções necessárias para recuperação da aeronave, além de possuir uma frequência baixa, indicando uma perturbação mínima na trajetória da aeronave.

Nos modos latero-direcionais os valores encontrados para o *Dutch Roll* para todas as fases do voo atende o limite mínimo para o amortecimento e frequência natural, que são, respectivamente, 0.35 e 1, como sugerido para aeronaves cuja missão se assemelha a da aeronave. Observa-se um amortecimento satisfatório e um período de oscilação elevado o suficiente para correção de comandos no modo *Dutch Roll* em todas as condições de voo. Por fim, os modos Rolagem e Espiral possuem valores dentro do esperado para aeronaves compatíveis com a missão proposta.

4.4 Empenagem Vertical

O projeto estrutural da empenagem vertical define suas dimensões em 15 cm de corda de raiz e 10 cm de corda de ponta com sua envergadura sendo de 15 cm, como na Figura 35.

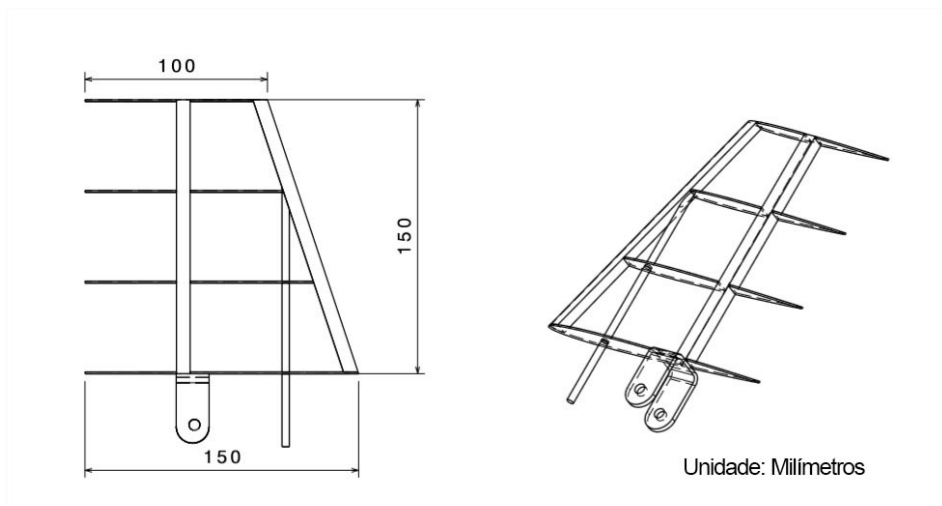


Figura 35 – Dimensões da empenagem vertical.

Seu perfil é o NACA 0009. A escolha das longarinas cilíndrica e retangular se deve pela facilidade de construção e de aquisição dos mesmos, com seus respectivos materiais fibra de carbono e contraplacado . O apoio principal é feito de Alumínio 6061 T6.

Analisando as condições de contorno, expostas na Figura 36, a força atuante na estrutura foi colocada utilizando o software ANSYS e aplicada na longarina cilíndrica e retangular. Dois apoios do terceiro gênero foram aplicadas na parte inferior da longarina cilíndrica e nos furos do apoio.

4.5 Empenagem Vertical

A primeira preocupação com o projeto da empenagem horizontal foi o volume ocupado dentro da caixa de transporte. Pensando nesse aspecto, o componente deve ser dividido em quatro partes com cortes na longitudinal e na seção transversal da empenagem. Isto pode ser visto na Figura 37.

A segunda preocupação foi a fabricação das longarinas com as dimensões das seções transversais. A envergadura da empenagem horizontal é de 60 cm e o perfil é o S1223.

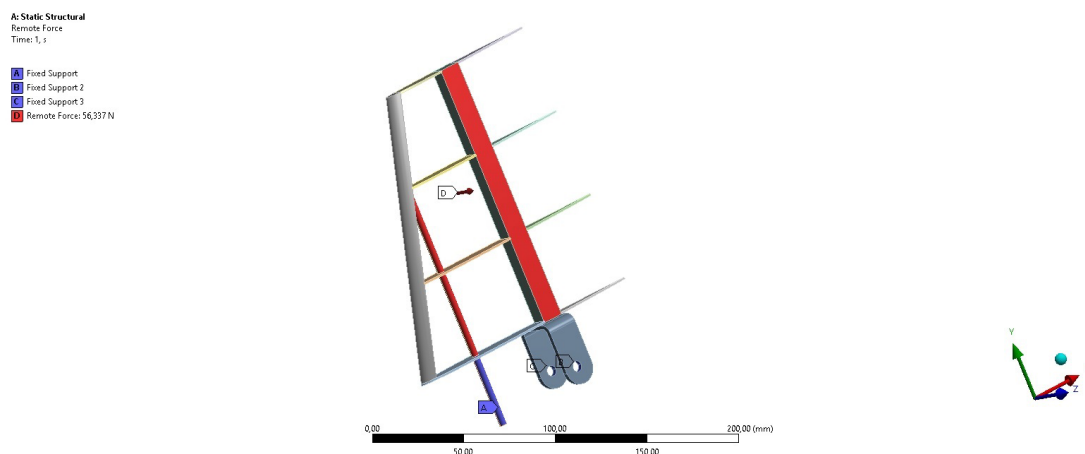


Figura 36 – Condições de contorno da Empenagem Vertical.

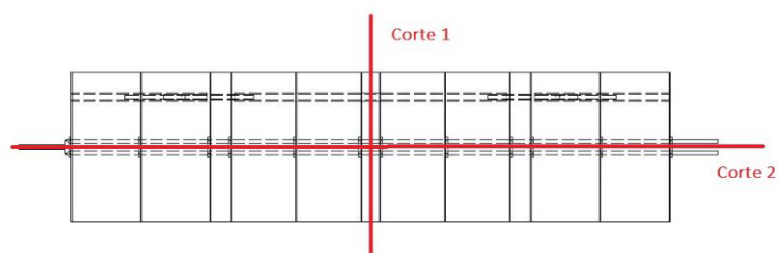


Figura 37 – Condições de contorno da Empenagem Vertical.

Por fim, o projeto da aeronave no quesito de estabilidade e controle foi consolidado, obtendo resultados satisfatórios nos cálculos de projeto executados pela área. A Figura 38 mostra como ficou o grupo cauda projetado.

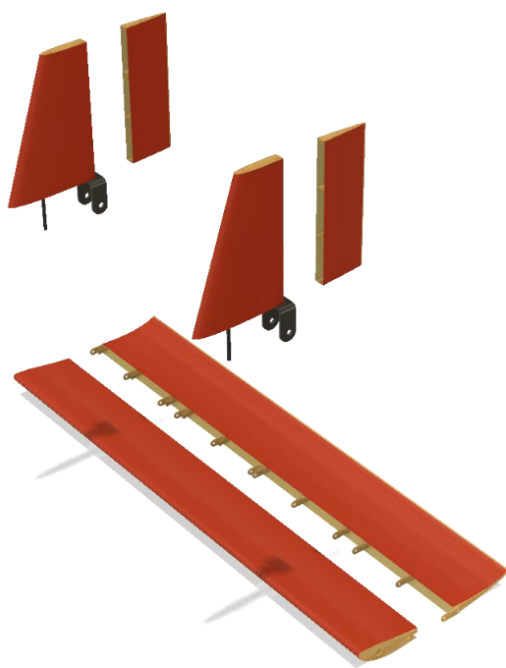


Figura 38 – Grupo Cauda .

5 Conclusão

O estudo de caso da estabilidade estática e dinâmica do projeto SAE-Aerodesign Mamutes do Cerrado 2018 alcançou seus objetivos de revisar a teoria relacionada a estabilidade de um aeromodelo. E para isso contou com a análise de uma metodologia que pode ser aplicada mas que também pode ser melhorada.

Os cálculos que foram feitos para encontrar resultados utilizaram principalmente os *softwares* MATLAB e XFRL5. Existem outras opções, como por exemplo realizar o cálculo analítico, mas o método aplicado mostrou-se suficiente e os resultados encontrados comprovaram a estabilidade da aeronave com o esperado teoricamente.

Dentro do estudo realizado a estabilidade dinâmica é a parte que exige um maior conhecimento teórico e matemático, mas também é onde mais necessário o conhecimento das condições de voo e de projeto. Com isso, o grande ganho desse trabalho é a realização prática.

A construção da empenagem tanto vertical com horizontal é a parte onde percebe-se a importância do conhecimento teórico, pois, a assertividade prática foi baseada nos resultados teóricos. E assim, foi possível construir uma aeronave que pesava 3,5kg, e que conseguia levar uma carga paga de 9kg, possuindo uma envergadura de 1,5m, 0,29m de corda média.

Esse foi um dos projetos mais ousados já realizados dentro da equipe de competição. Mas foi concluído com sucesso abrindo portas para projetos futuros cada vez melhores. Um dos principais destaques do aeromodelo projetado é sua empenagem horizontal ser dividida em quatro partes, para atender um dos requisitos de projeto, e mesmo assim ser projetada de forma que durante o voo essas divisões não atrapalhem a sua estabilidade.

O aeromodelo conseguiu realizar o voo dentro do trajeto desejado e também conseguiu realizar o alijamento da carga paga. A aeronave mesmo após o alijamento manteve a sua estabilidade e mostrou que os cálculos para o centro de gravidade e centro aerodinâmico foram satisfatório.

A aeronave durante o voo também conseguiu retornar a posição de equilíbrio após sofrer perturbações por rajadas de vento. E também respondeu aos comandos do piloto de forma segura e satisfatória. Com isso o projeto de estabilidade estática e dinâmica atendeu a todos os requisitos de projetos necessário para a construção, assim como os requisitos exigidos pela SAE Brasil AeroDesign.

6 Sobre o Autor

6.1 Projeto de Iniciação Científica

PROJETO ESTRUTURAL DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA MONITORAMENTO DE ATIVIDADES AGRICOLAS E AMBIENTAIS

Descrição: O projeto possuía como objetivo a construção de um *desing* de VANT utilizando materiais impressos em impressora 3D. Para a validação do projeto foram utilizados os softwares CATIA e ANSYS workbench para a validação estrutural. Situação: concluído em junho de 2017.

OBTENÇÃO DE GÁS DE SÍNTESE UTILIZANDO BIOGÁS SINTÉTICO E CATALISADORES A BASE DE NÍQUEL

Descrição: Efeito da adição de gadolínio e praseodímio em óxidos mistos de Ni-Mg-Al aplicados na reforma a vapor de biogás, realizado pelo Programa Institucional de Bolsas de Iniciação Científica – PIBIC/CNPq – EMBRAPA . Situação: Concluído em dezembro de 2019.

6.2 Prêmios

PROJETO ESTRUTURAL DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA MONITORAMENTO DE ATIVIDADES AGRICOLAS E AMBIENTAIS

Descrição: No 23 Congresso de Iniciação Científica da UnB e 14 Congresso de Iniciação Científica do DF foi escolhido como o melhor trabalho na área de Exatas e tecnologia

PROJETO 2ROW: SISTEMA DE MONITORAMENTO PARA REMO INDOOR

Descrição: Na 1 Feira de Ciência e Tecnologia da UnB- Campus Gama foi escolhido como o melhor projeto e protótipo desenvolvido.

Referências

- ANDERSON, J. D. *Aircraft Performance and Design*. [S.l.]: Boston: WCB McGraw-Hill, 1999. Citado na página 23.
- BARNARD, R.; PHILPOTT, D. R. *Aircraft Flight*. [S.l.]: PEARSON, 2010. Citado na página 18.
- BORDIGNON, D. B. Desenvolvimento de sistema de amortecimento para aeronave não tripulada do projeto aerodesign. *Caxias do SUL: UCS*, 2015. Citado na página 18.
- COOK, M. V. *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2012. Citado 4 vezes nas páginas 8, 43, 44 e 46.
- ETKIN, B.; REID, L. D. *Dynamics of flight*. [S.l.]: Wiley New York, 1959. v. 2. Citado 4 vezes nas páginas 8, 38, 42 e 49.
- HOW, J. P. *Aircraft stability and control*. 2004. Citado na página 40.
- JR, J. D. A. *Fundamentos de Engenharia Aeronáutica*. [S.l.]: AMGH Editora, 2015. Citado 6 vezes nas páginas 18, 24, 26, 27, 33 e 39.
- LUCENA, A. N. d. *Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado com sustentação e propulsão híbrida*. Dissertação (Mestrado) — Brasil, 2018. Citado 3 vezes nas páginas 8, 22 e 23.
- NASCIMENTO, S. S. do; SANTOS, R.; NIGRI, E. M. Alfabetização científica e tecnológica e a interação com os objetos técnicos. *Caderno Brasileiro de Ensino de Física*, v. 23, n. 1, p. 56–71, 2006. Citado na página 20.
- NELSON, R. C. et al. *Flight stability and automatic control*. [S.l.]: WCB/McGraw Hill New York, 1998. v. 2. Citado 4 vezes nas páginas 8, 39, 42 e 52.
- OLIVEIRA, T. D. S. de; BARROS, E. A. de. Utilização de técnicas de identificação de sistemas aplicadas a veículos aéreos não tripulados (vants). Citado na página 40.
- PASSOS, A. G. d.; CAVALCANTI, L. B.; OLIVEIRA, R. S. d. *Projeto de veículo aéreo não tripulado (VANT) agrícola*. Dissertação (B.S. thesis) — Universidade Tecnológica Federal do Paraná, 2014. Citado na página 22.
- RODRIGUES, L. Fundamentos da engenharia aeronáutica: Aplicações ao projeto sae-aerodesign. *Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo*, 2009. Citado 4 vezes nas páginas 25, 28, 30 e 34.
- ROSKAM, J. *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. [S.l.]: DARcorporation, 1998. Citado na página 52.
- SILVA, W. R. Filtro h-infinito estendido de segunda ordem e filtro de partículas regularizado com "roughening" aplicados na estimação de atitude de satélites artificiais. 2016. Citado 4 vezes nas páginas 8, 36, 44 e 45.

TORENBEEK, E. *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2013. Citado na página 18.

Apêndices

APÊNDICE A – Códigos para a Estabilidade Estática

Partes dos códigos feitos no Matlab utilizados para a solução dos problemas relacionados a estabilidade estática se encontram nesse anexo. O trabalho completo não pode ser disponibilizado em sua completude pelo fato de pertencer a equipe de competição Mamutes do Cerrado.

A.1 Gráfico α dTrim

```

Cmaaeronave = -0.0236;
Cmoaeronave = 0.0965;
.
.
dtrim= (Cmaaeronave + Cmoaeronave * alfa)/(Sh * n * Clat);
plot(alfa,dtrim)

```

A.2 Profundor

```

clc
clear all
close all
Lp = 3;
lp1 = 1.23;
p = 1.24;
va = 15;
.
.
v=14;
q=0.5*p*v2
Clp = Lp/(Sp*q);

```



```
n = 0.95
```

```
..
```

A.3 Estabilidade Longitudinal

```
Cma= 0.0242;
```

```
cmaftotal= 0.0059;
```

```
Cmapprofundor = -0.0205;
```

```
CMo= -0.1875;
```

```
cmoftotal= -0.0341;
```

```
Cmopprofundor = 0.2403;
```

```
Cmaaeronave = Cma + cmaftotal + Cmapprofundor
```

```
Cmoaeronave = CMo + cmoftotal + Cmopprofundor
```

```
alfa=0:1:10;
```

```
Cmcgaeronave = Cmoaeronave + Cmaaeronave * alfa;
```

```
plot(alfa,Cmcgaeronave,'b')
```

```
title('Momento de arfagem ao redor do CG da aeronave')
```

```
xlabel('Ângulo de ataque(graus)')
```

```
ylabel('Coeficiente de Momento de arfagem ao redor do CG da aeronave')
```

```
.
```

```
.
```

```
.
```

A.4 Controle Lateral

```
close all
```

```
Sf = 0.1147;
```

```
b = 1.8;
```

```
lf =1.28 ;
```

```
Sa=0.33;
```

```
Kn=0.001:0.001:0.005;
```

```
Krl = 1.1;
```

```
Nv=0.90;
Sv=0.0192;
Vv=0.03 ;
ARAsa = 9.878;
CnBwf = -Kn*Krl*(Sf*lf/(Sa*b))
a2= 7 ;
Cl2= 0.7576 ;
a1= 4 ;
Cl1= 0.5027;
Clav= (Cl2 - Cl1)/(a2 - a1)
Zw=0.0945;
df=0.189;
A=-0.75;
.
.
```

A.5 Deflexão do profundor pela trimagem

```
Cmaaeronave = -0.0236;
Cmoaeronave = 0.0965;
Sh= 0.0192;
n=0.9;
Vh=0.5
Clat= 0.0641;
alfa=-10:0.1:11;
dtrim= (Cmoaeronave + Cmaaeronave * alfa)/(Vh * n * Clat);
plot(alfa,dtrim,'o:')
title('Gráfico Deflexão do profundor x Ângulo de Ataque')
xlabel('Ângulo de Ataque em graus ')
ylabel('Deflexão do profundor em graus')
```

APÊNDICE B – Códigos da Estabilidade Dinâmica

Partes dos códigos feitos no Matlab utilizados para a solução dos problemas relacionados a estabilidade dinâmica se encontram nesse anexo. O trabalho completo não pode ser disponibilizado em sua completude pelo fato de pertencer a equipe de competição Mamutes do Cerrado.

B.1 Estabilidade Dinâmica Longitudinal Velocidade de stall

```
....
clc
clear all
close all
nsp = 5.019;
esp = -6.5241;
nph = 0.6255;
eph = -0.04431;
dsp = sqrt(1/(1 + (nsp/esp)2))
dph = sqrt(1/(1 + (nph/eph)2))
Wnsp = -esp/dsp
Wnph = -eph/dph
Tsp = 2 * pi / (Wnsp * sqrt(1 - dsp2))
Tph = 2 * pi / (Wnph * sqrt(1 - dph2))
```

B.2 Estabilidade Dinâmica velocidade de Cruzeiro

```
...
clc
clear all
close all
```

```

nsp = 6.218;
esp = -11.0241;
nph = 0.5178;
eph = -0.03781;
dsp = sqrt(1/(1 + (nsp/esp)2))
dph = sqrt(1/(1 + (nph/eph)2))
Wnsp = -esp/dsp
Wnph = -eph/dph
Tsp = 2 * pi/(Wnsp * sqrt(1 - dsp2))
Tph = 2 * pi/(Wnph * sqrt(1 - dph2))

```

B.3 Estabilidade Dinâmica latero-direcional Velocidade de Cruzeiro

```

clc
close all
clear all
ndr = 6.19875;
edr = -1.487;
ddr = sqrt(1/(1 + (ndr/edr)2))
Wndr = -edr/ddr
Tdr = 2 * pi/(Wndr * sqrt(1 - ddr2))
troll=log(2)/0.097134
tspirall=log(2)/0.14013

```